

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладобудування

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ **Киричук Ю.В.**
(підпис)

“ ____ ” _____ 20__ р.

Магістерська дисертація
зі спеціальності 152 Метрологія та інформаційно-вимірвальна техніка

на тему: «Аерогравіметричний висотомір» _____

Виконав : студент __6__ курсу, групи __ПІ-81мп_____
(шифр групи)

_____ **Бондаренко Антон Олегович** _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник __д.т.н., проф.Безвесільна О.М. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант стартап-проект д.е.н. доцент Бояришникова К.О. _____
(назва розділу) (науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент к.т.н , доцент Шевченко В.В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2019 року

РЕФЕРАТ

Обсяг роботи – 108 сторінок;

Кількість ілюстрацій – 7;

Кількість таблиць – 26;

Кількість джерел за посиланням – 23;

Актуальність. Авіаційна техніка невід’ємно пов’язана з висотою і її потрібно вимірювати. Чим дорожче техніка тим точніший має бути висотомір, адже ніхто не хоче щоб новенький F35 при маневрах біля землі розбився через похибку висотоміру. Якщо ж ми говоримо про Boeing то тут вже питання не фінансів а життя сотні другої людей. Таким чином точність вимірювання висоти є вкрай важливою і чим точніше буде висотомір тим краще. Саме на потребі в більш точних висотомірах і ґрунтується актуальність даної теми магістерської дисертації .

Метою дослідження є: проектування точного і надійного аерогравіметричного висотоміру який буде в змозі вимірювати висоту з високою точністю, матиме функції самоконтролю і самодіагностики.

Завдання дослідження:

- вивчення особливостей конструкції аерогравіметричного висотоміру;
- складання математичної моделі аерогравіметричного висотоміра;
- проведення дослідження статичної, динамічної і частотних характеристик;
- проведення розрахунків основних елементів конструкції приладу;
- розглянути особливості поєднання аерогравіметричного висотоміра з бортовою ПЕОМ;

Об’єктом дослідження є: конструкція аерогравіметричного висотоміра .

Предметом дослідження є: аналіз аерогравіметричного методу вимірювання висоти та його модернізація.

Ключові слова: аерогравіметричний, бортова ПЕОМ

ABSTRACT

Volume of work - 108 pages;

Number of illustrations - 7;

Number of tables - 26;

The number of sources by reference - 23;

Topicality. Aviation technology is inherently height-related and must be measured. The more expensive the technique, the more accurate the altimeter should be, because no one wants the new F35 to crash due to an altimeter error when maneuvering near the ground. If we are talking about Boeing then the issue is not the finances but the lives of hundreds of other people. Thus, the accuracy of height measurement is extremely important and the more accurate the altimeter is, the better. It is on the need for more accurate altimeters that the relevance of this topic of the master's thesis is grounded.

The purpose of the study is : to design an accurate and reliable airbrush altimeter that will be able to measure the height with high accuracy, will have the functions of self-monitoring and self-diagnosis.

Objectives of the study:

- study of the features of the design of an aerogravimetric altimeter;
- drawing up of a mathematical model of an aerogravimetric altimeter;
- conducting research of static, dynamic and frequency characteristics;
- calculations of the basic elements of the device design;
- to consider the peculiarities of the combination of an aerogravimetric altimeter with an onboard PC;

The object of the study is: the design of the airbrush altimeter.

The subject of the study is: the analysis of the air gravimetric height measurement method and its modernization.

Keywords: air gravimetric, on-board computer

Зміст

Вступ	4
1. Технічні вимоги	5
2. Огляд і аналіз аналогів об'єкту проектування	6
3. Проектно-конструкторський розділ	17
3.1. Вивід барометричної формули	17
3.2. Конструкція і опис роботи аерогравіметричного висотоміра	21
3.3. Розрахунок основних елементів конструкції	22
3.3.1. Розрахунок анероїдної коробки	22
3.3.2. Розрахунок термо компенсатор №1	26
3.3.3. Розрахунок термо компенсатора №2	29
3.4. Розробка математичної моделі висотоміра	32
3.4.1. Структурна схема висотоміра й аналіз статичної характеристики	32
3.4.2. Аналіз динамічної характеристики	35
3.4.3. Аналіз частотних характеристик	37
3.5. Розрахунок надійності	39
3.6. Розробка мікропроцесорної частини	43
4. Аналіз статичної та динамічної точності висотоміра	54
4.1. Статична характеристика висотоміра АГС	54
4.2. Аналіз статичної точності приладу	58
4.2.1. Аналіз методичних похибок.....	58
4.2.2 Температурні похибки.....	58
4.2.3. Похибка спричинені недосконалістю анероїда.....	59
4.2.4 Похибка від електричного перетворювача.....	59
4.3. Аналіз динамічної точності приладу	62
5. Розробка стартап проекту.....	67
5.1. Статична характеристика висотоміра АГС	67
5.2. Аналіз статичної точності приладу	72
5.3. Аналіз динамічної точності приладу	74
5.4. Аналіз статичної точності приладу	84
5.5. Аналіз динамічної точності приладу	88
Висновки	92
Список літератури	94
Додатки	95

Вступ

В наш час розвитку авіаційного приладобудування характеризується появою нових приладів та систем, широким застосуванням компенсаційних методів вимірювання, подальшим розвитком теорії похибок, а також високоефективних малогабаритних обчислювальних машин.

Режими польоту літального пристрою визначається сукупністю великого числа параметрів. Параметри в процесі польоту безупинно змінюються як унаслідок впливу на літальний апарат зовнішніх збурювань, так і внаслідок специфіки заданої програми польоту. Для здійснення безпечного керованого польоту необхідно забезпечити безупинний вимір певних параметрів, для чого і служать авіаційні прилади, у т.ч. і висотоміри.

Основними показниками якості і ефективності авіаційних приладів є висока точність і надійність у складних експлуатаційних умовах, малі габарити і маса, а також невисока вартість при серійному виготовленні. Для забезпечення гідного рівня цих показників необхідно вести розробку авіаційних приладів на сучасному науково-технічному рівні.

В даний час інтерес до дослідження гравітаційного поля Землі зріс у зв'язку з розвитком загальної і розвідницької геодезії, ракетної техніки і необхідністю визначення характеристик гравітаційного поля, головним чином у маловивчених районах.

При аерогравіметричних вимірах необхідно забезпечити тривалість точного виміру висоти над будь-якою, навіть важкодоступною місцевістю.

Даний дипломний проект і розглядає можливість створення аерогравіметричного висотоміра, що дозволяє вимірювати висоту з заданою високою точністю протягом тривалого часу. Так як характеристики атмосфери не залишаються постійними і змінюються в залежності від часу року і доби, широти місця, метеорологічних умов, сонячної активності й ін., тому розроблювальна нами пристрій також повинен бути захищеним від цих змін, чи хоча б мати змогу зводити ці впливи до мінімуму. Це також стосується і різних механічних впливів (короточасних і тривалих перевантажень, поганої збалансованості вузлів і деталей і особливо вібрацій) і інших факторів, таких як магнітні й електричні поля, радіаційні випромінювання і т.д.

Розробці приладу для вимірювань висоти в авіаційних гравіметричних системах на основі барометричного методу вимірювань висоти і присвячений даний дипломний проект.

1. Технічні вимоги

Аерогравіметричний висотомір використовують щоб вимірювати висоту над рівнем моря при відомому атмосферному тиску з високою точністю

Зазвичай такі пристрої використовуються при аерогравіметричних вимірах у авіації. Такий висотомір зобов'язаний мати такі технічні характеристики:

- | | |
|-----------------------------------|------------------------------------|
| - діапазон вимірюваної висоти | 0...1000 м; |
| - абсолютна похибка виміру висоти | не повинна перевищувати ± 1 м; |
| - робоча температура | -50...+60°C; |
| - час безвідмовної роботи | 4000 годин; |
| - час заспокоєння рухомої системи | >0.25; |
| - радіус мембрани | 25 мм; |
| - поле літака на висоті | 3000 м; |
| - швидкість руху літака | 300 км/год. |

2. ОГЛЯД І АНАЛІЗ АНАЛОГІВ ОБ'ЄКТА ПРОЕКТУВАННЯ

Прилади, призначені для виміру висоти польоту літака над земною поверхнею, називаються висотомірами [6].

При польотах літаків розрізняють абсолютну, відносну, дійсну і барометричну висоти:

- абсолютна висота відраховується від рівня моря;
- відносна висота відраховується від деякого обраного рівня, наприклад, від місця чи злету посадки;
- дійсна висота відраховується від місця, над яким знаходиться літальний апарат у даний момент часу;
- барометрична висота відраховується від місця з заданим атмосферним тиском.

Зазвичай використовують такі методи вимірювання висоти польоту:

Барометричний, акустичний, радіохвильовий, оптичний та інерційний.

Принцип дії барометричного висотоміра заснований на вимірюванні тиску атмосфери. Відомо, що зі збільшенням висоти зменшується і поточне атмосферний тиск. Даний принцип покладено в основу приладу, який насправді вимірюється не висоту, а тиск повітря.

Висота польоту повітряного судна над земною (або водної) поверхнею обчислюється по різниці тиску повітря в точці знаходження судна і тиску на поверхні, над якою воно знаходиться. Атмосферний тиск на поверхні (як правило, в районі аеродромів посадки, гірських масивів або великих небезпечних перешкод) повідомляється екіпажу наземними службами. Для правильного відображення висоти польоту на приладі необхідно вручну встановити величину атмосферного тиску на землі (або тиск, наведене до

рівня моря). Неправильна установка екіпажем такого тиску при польотах з нульовою видимістю не раз ставала причиною авіакатастроф.

Потрібно відзначити, що в авіації можуть застосовуватися кілька варіантів установки тиску барометричного висотоміра. У Росії і деяких країнах СНД при польотах нижче ешелону переходу (нижче нижнього ешелону) прийнято встановлювати тиск аеродрому (при заході на посадку і виліт) або мінімальний тиск на маршруті, наведене до рівня моря (при польотах по маршруту). У більшості країн світу нижче нижнього ешелону відлік висоти виконують по тиску, наведеним до рівня моря

Принцип дії РВ заснований на вимірюванні відрізка часу між посилкою і прийомом електромагнітних хвиль, відбитих від поверхні, до якої вимірюється висота (земля або вода). На відміну від барометричних висотомірів радіовисотомір вимірює справжню висоту польоту, тому не залежить від наявності інформації про тиск повітря, відрізняється також більш високою точністю. На практиці радіовисотомір використовуються на малих висотах, поблизу земної (або водної) поверхні, тому як застосування даної технології з великих висот вимагає потужного джерела випромінювань, а також апаратури, здатної ефективно протистояти перешкодам.

Конструктивно прилад складається з СВЧ радіопередавача, спрямована антена якого розташована «на череві» повітряного судна, приймача відбитого сигналу, пристроїв обробки сигналів, а також індикатора на приладовій дошці екіпажу, на який передаються дані про поточну висоті. Радіовисотомір діляться на РВ малих висот (наприклад, вітчизняні РВ-3, РВ-5), які призначені для визначення висот до 1500 метрів і, як правило, працюють в режимі безперервної радіолокації, і висотоміри великих висот (більше 1500 м, на зразок РВ- 18, що вимірює висоти до 30 км), зазвичай працюють в імпульсному режимі. Практично у всіх РВ є сигналізатор малої висоти, що подає світловий і звуковий сигнал при зниженні висоти нижче заданої, встановленої льотчиком.

До недоліків приладу можна віднести виражену спрямованість вимірювань (напрямок променя передавача, спрямованого перпендикулярно вниз). З цієї причини застосування радіовисотоміру ефективно тільки в рівнинній місцевості та практично марно в гірських і сильно пересічених районах. У крен РВ показує завищену висоту, так як висота - вертикальний катет трикутника, а промінь радіовисотомір в крен спрямований по гіпотенузі, тому при значних кренах (більше 15-20 градусів) може включатися попереджувальна світлова сигналізація. Тангажу зазвичай не враховується, так як у транспортних літальних апаратів він рідко перевищує згадані 15-20 °. Крім того, викликає питання екологічність радіовимірів, так як для забезпечення необхідної точності необхідно застосовувати короткохвильові потужні передавачі, що несуть явну небезпеку для біосфери.[7]

На рис.2.1 приведений графік зміни в часі частоти f_1 випромінюваних коливань (суцільна лінія) і частоти f_2 відбитих коливань (пунктирна лінія).

Лінія частот f_2 зміщена вбік відставання стосовно лінії частот f_1 на величину τ . Це відбувається тому що в кожен момент часу, частота відбитого сигналу відрізняється від частоти прямого сигналу на величину, що рівна зміні частоти прямого випромінювання за час τ проходження радіохвиль від літака до Землі і назад

Різниця частот

$$F = f_1 - f_2 , \quad (2.1)$$

визначена за допомогою детектор низької частоти і виміряна частотоміром, служить мірою дійсної висоти польоту. .[7]

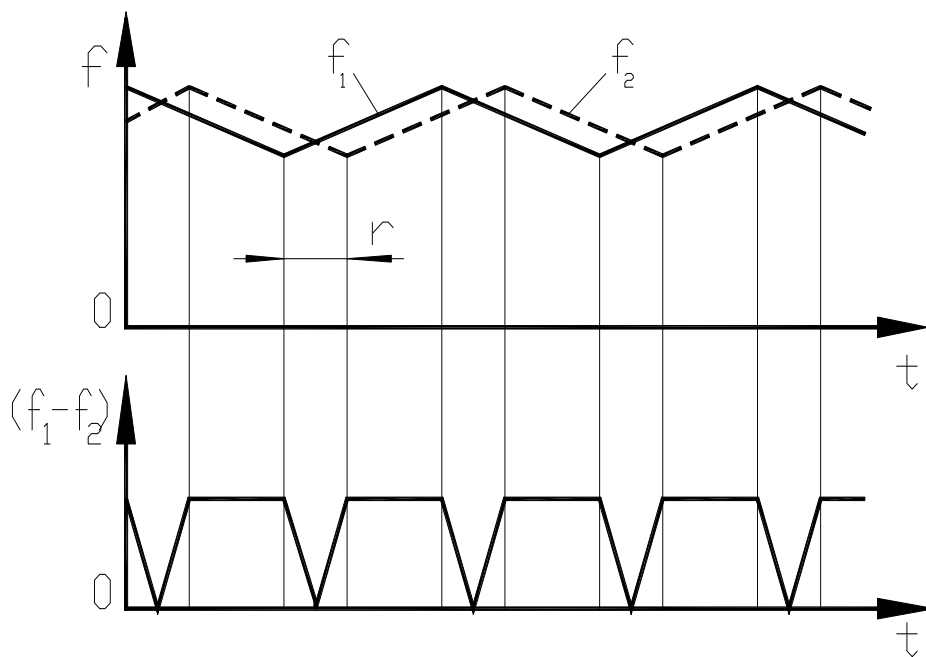


Рис. 2.1. Графік зміни частоти коливань у радіовисотомірі безупинної дії

Різниця в частотах

$$F = f_1 - f_2 = f_0 \cdot a \cdot \tau = f_0 \cdot a \cdot \left(\frac{2H - l}{c} \right), \quad (2.2)$$

де l – відстань між передавальною та приймальною антеною;

H – реальна висота польоту;

$c = 3 \cdot 10^8$ м/с - швидкість розповсюдження радіохвиль.

Для тримання залежності F від H напишемо рівняння відрізків кривих ліній, які описують закон виміру частот f_1 і f_2 (див. рис.2.1)

$$f_1 = f_0 \cdot (1 \pm a \cdot \tau), \quad (2.3)$$

$$f_2 = f_0 \cdot (1 \pm a \cdot (t - \tau)). \quad (2.4)$$

Оскільки $H \gg l$, то можна проігнорувати в чисельнику l в порівнянні з $2H$, таким чином маємо

$$F = \frac{2f_0 \cdot a}{c} \cdot H = S \cdot H, \quad (2.5)$$

де $S = \frac{2f_0 \cdot a}{c}$ – чутливість радіовисотоміра безперервного випромінювання.

Чутливість зростає разом з середнім значенням частоти f_0 і коефіцієнтом a , що характеризує глибину модуляції частоти.

Величина середнього значення частоти рівняється $f_0 = 400 \dots 600 \text{ МГц}$, в той час як амплітуда зміни частоти дорівнює $\pm 0.5\%$ від середнього значення при діапазоні вимірюваних висот від 0 до 1500 м. [7]

При приземленні літака прилад переключається на малий діапазон (від 0 до 150 м), при цьому амплітуда модуляції частоти збільшується в 10 разів – до $\pm 5\%$ від середнього значення частоти.

Основні похибки радіовисотоміра безперервної дії наступні:

- похибки від перешкод приймального та передаючого радіотракту, що спотворює прийнятий сигнал;
- похибки від нестабільності параметрів f_0 і a , що викликають зміну чутливості S , а отже, і масштабу виміру.

Через збільшення висоти польоту потужність відбиваного сигналу різко зменшується і він стає непомітним на фоні радіоперешкод.

Інтенсивність корисного сигналу можна підвищити за рахунок збільшення потужності радіопередавача, однак його споживна потужність зростає пропорційно 4-го ступеня збільшення висоти.

Визначення великих значень висоти польоту здійснюється радіовисотоміром імпульсної дії, що працює як радіолокатор. Радіовисотомір (див. рис.2.2) містить в собі приймач і передавач, причому випромінювання радіохвиль виробляється не безперервно, а імпульсами (дискретно), що розділені досить тривалими паузами (рис.2.2). [7]

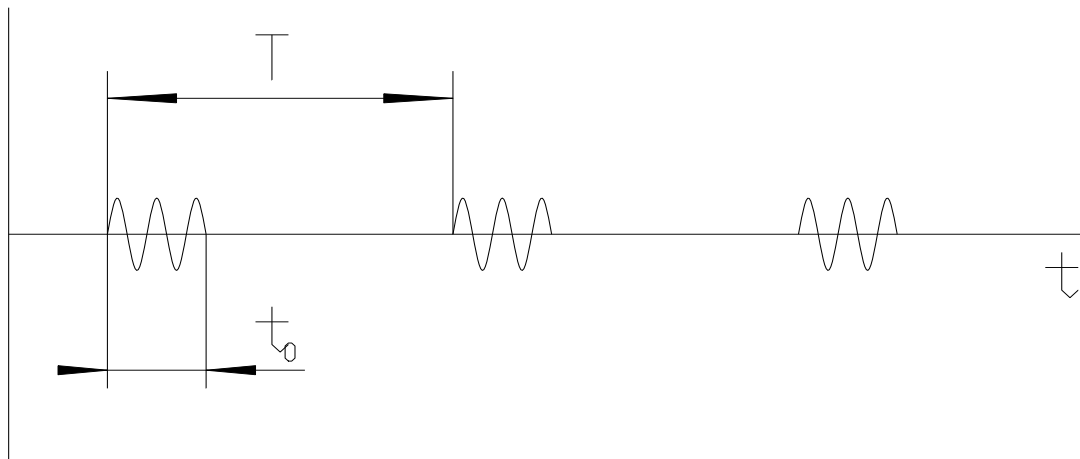


Рис. 2.2. Імпульси високочастотних коливань

Співвідношення між миттєвою потужністю P_{imp} , виділено в просторі в імпульсі і середній потужності $P_{сер}$ передавача рівняється

$$\frac{P_{imp}}{P_{сер}} = \frac{T}{t_0}, \quad (2.6)$$

де

T - період між імпульсами;

τ_0 - тривалість імпульсу.

Принцип виміру висоти радіовисотоміром імпульсної дії можна описати так. Антена колектор приймає два послідовних імпульси – прямий та відбитий від Землі. Обидва імпульси підсилюються і подаються на катодно-променеву трубку, де впливають на електронний промінь із круговим розгорненням.

Якщо рух променя по колу від нульової оцінки шкали буде починатися в момент часу початку прямого імпульсу, а під час приходу відбитого імпульсу електронний промінь одержить радіальний сплеск, то кутове положення α цього сплеску буде пропорційним висоті що вимірюється:

$$\alpha = \Omega \cdot \tau = \Omega \cdot \left(\frac{2H - l}{c} \right) \cong \frac{2\Omega}{c} \cdot H = S \cdot H, \quad (2.7)$$

де $S = \frac{2\Omega}{c}$ – чутливість приладу; - + рнення Ω . Однак при занадто великій

швидкості промінь може зробити кілька оборотів до моменту приходу відбитого імпульсу і виникне похибка показань, пов'язана з незнанням кількості оборотів, зроблених променем.

Похибки радіовисотоміров імпульсної дії це сукупність з похибок від радіоперешкод і похибок від мінливості кутової швидкості розповсюдження.

Радіовисотомір імпульсного випромінювання непридатний для вимірювання дуже малих висот, тому що він має відносно велику зону нечутливості, зумовлену тим, що на малих висотах час τ в порівнянні з

тривалістю імпульсу τ_0 , через що прямий і відбитий імпульси зливаються і їх не вдається відрізнити один від одного.

Акустичний метод виміру висоти польоту схожий з радіохвильовим, але відрізняється тим, що замість електромагнітних коливань які генеруються на літаку і відбиваються від Землі використовуються звукові коливання. Заснований на цьому принципі дії висотомір складається з джерела звуку А1 і приймача звуку А2, розташованих на літаку на відстані l один від одного аналогічного приймачу і емітеру антени радіовисотоміра

Час за який звуковий сигнал доходить від літака до Землі і назад, після його відбиття, залежить від швидкості руху літака.[7]

$$t_2 = \frac{2H}{\sqrt{a^2 - v^2}}, \quad (2.8)$$

де $a = \sqrt{k \cdot g \cdot R \cdot T} \approx r_0 \cdot \sqrt{T}$ – швидкість розповсюдження звуку в повітрі в $м/с$;

k - постійна адіабати, рівна для повітря 1.4;

R - газова постійна ($R=29.27 м/град$);

T - абсолютна температура повітря в К;

v - швидкість польоту в $м/с$.

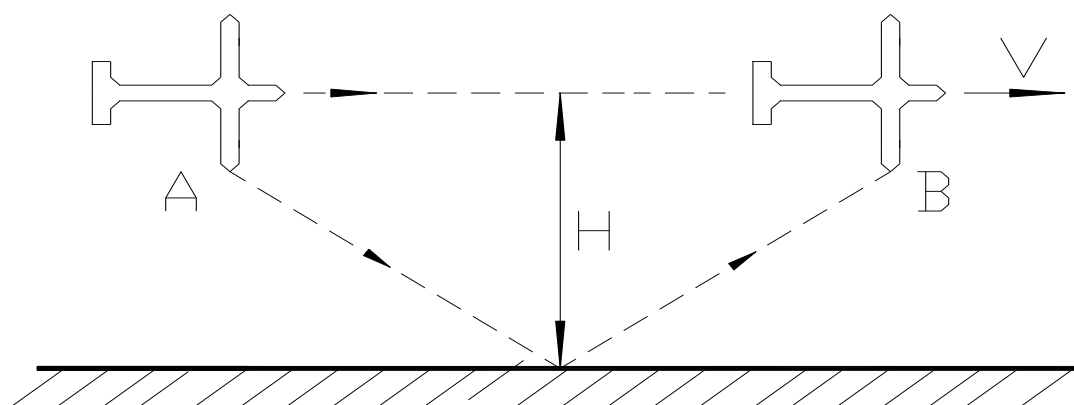


Рис. 2.3. Діаграма проходження звукових коливань від літака до Землі і назад

Прямий сигнал може бути переданий від джерела звуку до приймача звуку не по повітря, а через дротове поєднання (безпосередньо від електричного генератора звукових коливань). У цьому випадку час проходження прямого сигналу

$$t_1 = l/c. \quad (2.9)$$

Інтервал часу між прийманням прямого і відбитого сигналів:

$$\tau = t_2 - t_1 = \frac{2H}{\sqrt{a^2 - v^2}} - \frac{l}{c}. \quad (2.10)$$

З огляду на те, що час t_1 дуже малий в порівнянні з t_2 , то одержимо

$$\tau = \frac{2H}{\sqrt{a^2 - v^2}}. \quad (2.11)$$

Вимірюючи інтервал часу τ , можна визначити висоту польоту, для чого отримані звукові сигнали потрібно конвертувати в електричні. Способи виміру τ можуть бути аналогічними, як і в радіовисотомірах. [7]

Акустичному висотоміру притаманні наступні методичні похибки, що відсутні в радіовисотомірах:

- температурна похибка, обумовлена тим, що швидкість розповсюдження звуку в повітрі пропорційне кореню квадратному від абсолютної температури. Ця похибка змінює чутливість приладу (масштаб виміру). Температурна похибка може бути зменшена шляхом виміру температури навколишнього повітря і введенням у прилад схеми температурної компенсації;
- швидкісна похибка, обумовлена тим, що час проходження звукового сигналу від літака до Землі і назад залежить від швидкості руху літального апарата. При швидкості польоту, що перевищує швидкість звуку, відбитий сигнал узагалі ніколи не повернеться на літак, через що акустичний метод виміру висоти незастосовуємо при польоті з надзвуковою швидкістю;
- похибка від перешкод, створюваних шумом авіадвигуна. Відносна величина цієї похибки росте зі збільшенням висоти , оскільки при цьому зменшується потужність відбитого сигналу.[7]

Оптичний метод виміру висоти польоту аналогічний радіохвильовому і заснований на відбитті від Землі світлового променя. Емітером служить оптичний квантовий генератор (лазер), приймачем – фотоелемент. Співвідношення, що визначає часовий інтервал τ між прийомом прямого і відбитого сигналів, отримане для радіовисотомірів, залишається в силі і для лазерного висотоміра.

Похибка інерційного висотоміра складаються з похибок акселерометра, похибок від неточної компенсації сили ваги та похибок інтегруючого пристрою. Основним недоліком методу є наростання похибки з часом. Тому для реалізації інерційного методу необхідні прецизійні пристрої.

У результаті порівняння розглянутих методів можна виявити, що дійсну висоту польоту вимірюють радіовисотоміри, акустичні й оптичні висотоміри, тобто висотоміри, засновані на властивостях земної поверхні відбивати хвильові коливання; інерційний метод вимірює відносну висоту, а барометричний висотомір – барометричну висоту.

Акустичний і оптичний методи практично не використовуються для літальних апаратів: акустичний метод принципово не може бути застосований на надзвукових швидкостях польоту, а на дозвукових він не знайшов застосування через великі похибки, однак не виключена можливість його використання задля побудови посадкового приладу; оптичний метод поки ще не одержав практичного застосування.

Основне застосування на літальних апаратах знайшли барометричний, радіотехнічний і в меншому степені інерційний методи виміру висоти польоту. Область застосування інерційного методу обмежена літальними апаратами короткочасної дії через наростання з часом похибки виміру висоти.

У даному дипломному проєкті ми віддали перевагу барометричному методу перед радіотехнічним, так як барометричний метод найбільше підходить для проєктування аерогравіметричного висотоміра з заданими характеристиками, і ми зможемо домогтися необхідної точності виміру та зменшити вплив різних дестабілізуючих факторів.

Узявши за основу барометричний метод виміру висоти та використовувачи визначене конструктивне рішення ми будемо намагатися досягти поставленого перед нами завдання спроектувати аерогравіметричний висотомір.

3. ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

3.1. Виведення барометричної формули

Барометричний метод вимірювання висоти оснований на закономірності зміни тиску при збільшенні висоти. Використовуючи наступні доводи можна отримати цю залежність через розрахунок.

Представимо собі в атмосфері стовбчик повітря площа перетину якого дорівнюватиме F (рис. 3.1). Повітря що знаходиться внизу стовчика буде створювати тиск P_0 , в свою чергу тиск на висоті яку ми позначимо H буде дорівнювати P_H .

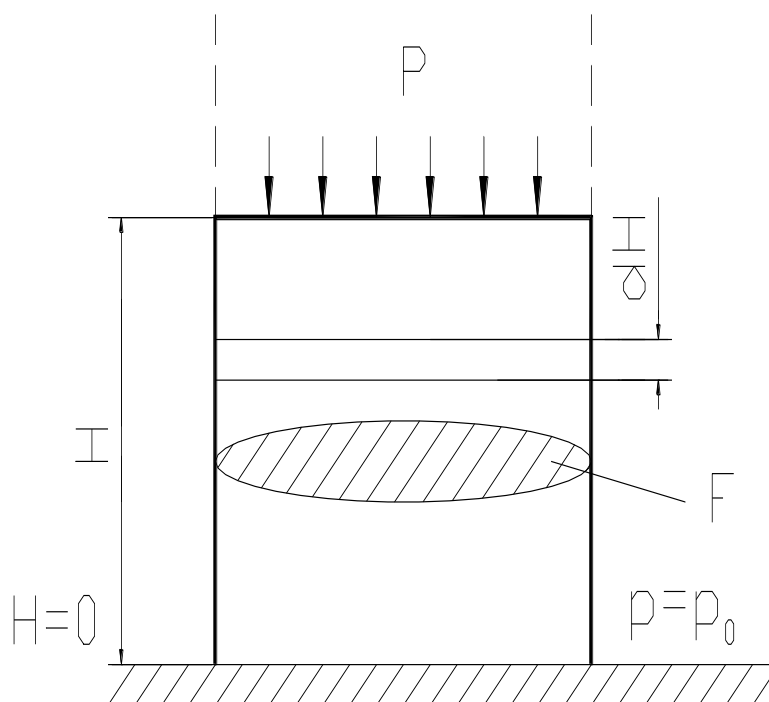


Рис. 3.1. Ілюстрація для виведення барометричної формули

Якщо взяти в товщині цього стовпчика деякий об'єм повітря з товщиною яку позначимо dH тоді різниця тисків dP яка діє на цей об'єм буде нівельовано масою повітря що знаходиться в середині цього об'єму ,формула:

$$-F * dP = F * \rho * g * dH, \quad (3.1)$$

де g – питома вага повітря усередині шару, в $H / м^3$.

Знак "-" у формулі вказує на те що при зростанні висоти тиск зменшується.

Ми знаємо ,що у тиску(абсолютного) , температури газу і питомої ваги є залежність яка визначається даною формулою :

$$P = P_{\text{пит}} / (P_{\text{пит}} * T), \quad (3.2)$$

де P – абсолютний тиск в $Па$; R_{num} – універсальна газова стала

($R_{\text{num}} = 287.05287 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$); T – температура в $К$.

Взявши формулу (3.1.1) і підставивши в неї (3.1.2) ми отримаємо:

$$dp/p = - 1/(P_{\text{num}} * T) * g * dh,$$

або якщо перемножити і поділити частину що праворуч на прискорення вільного падіння – g_0 ($g_0 = 9,80665 \text{ м}/\text{с}^2$,) отримаємо

$$dp/p = - g_0 / (P_{\text{num}} * T) * (g * dh) / g_0, \quad (3.3)$$

При зміні частини що праворуч з врахуванням підвищення потенціалу сили тяжіння (геопотенціалу) , який можна віднести до звичайного прискорення, призводить до підвищення висоти:

$$dH = dP / g_0 = (g * dh) / g_0, \quad (3.4)$$

Потенціал сили тяжіння визначає потенційну енергію атмосфери яка відноситься до одиниць маси відносно рівня взятого за нуль .

Маємо

$$dp/p = - g_0 / (P_{\text{num}} * T) * dh, \quad (3.5)$$

Щоб інтегрувати (3.1.5) нам потрібно T що знаходиться з правої частини втзначити через H .

$$T = T_0 + \beta \cdot (H - H_0), \quad (3.6)$$

де T_0 та H_0 це температури і тиск які взяті з початку віділку висоти .

Далі ми беремо (3.1.6) та вставляємо його в (3.15) задля отримання диференційного рівняння:

$$dp/p = -g_c / P_{num} \cdot (dh / (T_0 + \beta \cdot (H - H_0))), \quad (3.7)$$

Проінтегрувавши (3.1.7) зліва взявши межі P_0 та P і таким же чином праву часть тіки з межами в H_0 та H ми маємо:

$$P = P_0 \cdot \left[1 + \frac{\beta \cdot (H - H_0)}{T_0} \right]^{-\frac{g_c}{\beta \cdot R_{num}}}, \quad (3.8)$$

Де β – температрний градієнт що дорівнює, $\beta = -0.0065 \text{ K/м}$;

P_0 – тиск на початку ,

$$P_0 = 101325 \text{ Па} = 760 \text{ мм.рт.ст.}$$

Формула тиску таким чином матиме вигляд :

$$P = P_0 \cdot \left[1 + \frac{\beta \cdot H}{T_0} \right]^{-\frac{g_c}{\beta \cdot R_{num}}}. \quad (3.9)$$

Якщо рівність (3.1.8) ми перерахуємо відносно H та з врахуванням заданих параметрів то отримаємо

$$H = \frac{T_0}{\beta} \cdot \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{-\frac{\beta \cdot R_{num}}{g_c}} - 1 \right]. \quad (3.10)$$

Через рівня (3.1.10) ми бачимо як висота яку ми вимірюємо представляє собою функцію з чотирьох змінних:

$$H = f(P, P_0, T_0, \beta).$$

Маючи цю залежність ми отримали висновок що вимірюванти висоту барометрочним методом можна незалежно від рівня моря і для вимірювання нам потрібно лише знати P , P_0 , T_0 та β , *а так як* P_0 , T_0 та є постійними то висота залежатиме лише від тиску

$$H = f(P).$$

3.2. Конструкція і опис роботи аеро- гравіметричного висотоміра

Механічна частина пристрою знаходиться в коробці яка має діаметр 90мм та герметично запаяна. В середині розміщено 3 анероїдні коробки-11 ,що представляють чобочу чутливий елемент пристрою. Вони реагують на тиск зовнішньої середовища який подається всередину корпусу висотоміру.

Коли висота змінюється то коробки через різницю тиску піддаються деформації , яка в свою чергу за допомогою встановленого зверху в укріпленій кришці компенсатора №1 виготовленого з біметалу -10, тяги -9 та компенсатора №2 також виготовленого з біметалу -7 передається вал-8.

Коли внаслідок вищевказаного вал-8 починає повертатись він повертає за собою зубчастий сектор-4 який в свою чергу приводить до обертання трибки-14. На тій же осі що й трибка -14 знаходиться й стрілка з потенціометром.

Анероїдні коробки та передаточний механізм підігнані таким чином щоб при висоті 1000м стрілка зробила тільки 1 оберт. До речі зовні шкалу пристрою було проградуїровано для показань сотень та десятків метрів.

Компенсатор №1 та №2 встановлені задля погашення неточностей приладу викликаних температурними факторами.

Щоб уникати похибки вимірювання а саме методичної було прийнято рішення встановити всю конструкцію на укріплену підставку -3 ,що маючи кремальєру -15 може без проблем обертати всю конструкції по осі що не відмінна від осі стріли

Водночас з підставкою-3 в рух приходить і шкала тиску барометра-2 яку можна помітити завдяки вікну в боковій частині пристрою

Так як анероїдні коробки потрібно якось врівноважити то було встановлено противагу -5 яку поєднано з валом -8 за допомогою шарнірів.

Для усунення люфту в конструкції було додано пружину -5.

Ціна поділки в пристрою рівняється 5мм/поділку

3.3. Розрахунок основних елементів конструкції

3.3.1. Розрахунок анероїдної коробки

При розрахунку Анероїдних коробок не слід забувати що їх в системі три штуки, що зроблено для підвищення точності. Розраховувати будемо згідно методиками взятими з [1].

Вихідні дані для розрахунку:

- різниця тиск що вимірюється :

$$\Delta P = 101325 \cdot \left(1 + \frac{-0.0065 \cdot 3000}{288.15} \right)^{-\frac{9.80665}{-0.0065 \cdot 287.05287}} - 101325 \cdot \left(1 + \frac{-0.0065 \cdot 3500}{288.15} \right)^{-\frac{9.80665}{-0.0065 \cdot 287.05287}} = 4344.462 \text{ Па}$$

- допустимий прогиб анероїдних коробок складає 3мм а одної коробки не більше 0.5 мм;

- мембрана анероїда має бути радіусом $R=25\text{мм}$;

- матеріалом обраним для мембрани стала берилієва бронза BrB2. Матеріал має високі пружні властивості.

Для розрахунку з врахуванням використання BrB2 нам знадобиться знати деякі його параметри такі як;

- модуль Юнга $E=1.33 \cdot 10^5 \text{МПа}$;
- границя текучості $G_m=1280 \text{МПа}$;
- границя міцності $G_{np}=1350 \text{МПа}$;
- межа пружності $G_y=960 \text{МПа}$;
- мембрана з синусним профілем.

Так як вимірювання висоти в приладі відбувається через мембрана що чутлива до тиску , то проектувати потрібно так щоб характеристики були пружними до тиску.

Тут нам знадобиться виведене раніше рівняння (3.1.9) і зворотня залежність пристрою зумовлена переміщенням центру коробок:

$$\omega = \sin\left(\frac{H-3000}{k}\right) \cdot \frac{d}{6}, \quad (3.11)$$

де $(H-3000)$ – це показання пристрою в м;

k – коефіцієнт передачі від осі передатного механізму до шкали:

$$k = \frac{A_{ш} \cdot k_I}{\alpha_{сшм}},$$

де k_I – передатне відношення між зубчатим сектором і трибкою на осі

$$k = \frac{500 \cdot 11}{5.76} = 954.93 \frac{м}{рад}.$$

стрілки, $k_I=11$;

$A_{ш}$ – розмір шкали; $A_{ш}=5000м$;

Кут на який максимсально зможе повернутись стрілки = 330° або $5,76рад$;

Плече в передаточній схемі

d – Плече в передаточній схемі, $d=6мм$.

$$k = \frac{500 \cdot 11}{5.76} = 954.93 \frac{м}{рад}$$

Отримуємо:

$$\omega = f(H-3000) = \sin\left(\frac{H-3000}{954.93}\right).$$

Використавши зв'язок між деформацією мембрани і надлишку тиску ми отримали пружний характер мембарнки

$$\frac{P \cdot R^4}{E \cdot h^4} = a \cdot \frac{\omega}{h} + b \cdot \frac{\omega^3}{h^3}. \quad (3.12)$$

За допомогою кубічного рівняння уточнюємо те що отримали в (3.3.2)

$$P = A \cdot \omega + B \cdot \omega^3 \quad (3.13)$$

Якщо проаналізувати останні виведені рівняння можна буде вивести залежність між їх коефіцієнтами.

$$A = \frac{E}{R^4} \cdot h^3 \cdot a; \quad B = \frac{E}{R^4} \cdot h \cdot b. \quad (3.14)$$

Прибравши з рівнянь h ми отримаємо

$$\frac{a}{b^3} = \frac{A}{B^3} \cdot \left(\frac{E}{R^4} \right)^2 \quad (3.15)$$

Так як ми використали коефіцієнти a і b , які в свою чергу мають залежність від величини гофра то розраховуємо їх за формулами :

$$a = \frac{2 \cdot (3 + \alpha) \cdot (1 + \alpha)}{3 \cdot k \cdot 1 \left(1 - \frac{\mu^2}{\alpha^2} \right)}; \quad (3.16)$$

$$b = \frac{32 \cdot k \cdot 1}{\alpha^2 - 9} \cdot \left[\frac{1}{6} - \frac{3 - \mu}{(\alpha - 3) \cdot (\alpha + 3)} \right]; \quad (3.17)$$

де μ це коефіцієнт Пуассона, $\mu = 0.3$.

Так як було використано синусний профіль то :

$$k_1 = 1; \quad k_2 = \frac{3 \cdot H^2}{2 \cdot h^2} + 1; \quad \alpha^2 = k_1 \cdot k_2,$$

де H – глибина гофрування; h – товщина матеріалу.

Коли ми міняємо порівняну глибину шофри ми маємо рівняння (3.3.5).

У ньому коефіцієнти a і b можуть мінятись через залежність до H/h

Маючи рівність (3.3.4) ми визначаємо товщу мембарнки h :

$$h = \frac{B \cdot R^4}{E \cdot b}. \quad (3.18)$$

Глибина гофрування H дорівнює:

$$H = \left(\frac{H}{h} \right) \cdot h. \quad (3.19)$$

Для визначення коисної площини з відповідною до практичного використання похибкою використаємо формулу[18]:

$$F_{ef} = \frac{1}{3} \pi \cdot (R^2 + R \cdot r + r^2), \quad (3.20)$$

де R – радіус твердого центра.

Приймаючи $r = 5 \text{ мм}$, маємо:

$$F_{ef} = \frac{1}{3} \pi \cdot (25^2 + 25 \cdot 5 + 5^2) = 811.6 \text{ мм}^2.$$

3.3.2. Розрахунок біметалічного компенсатора №1

Оскільки висотомір працюватиме у середовищі де температура є змінним параметром то потрібно усунути похибку інструментального типу що буде викликана зміною температури. Для цього буде проведено розрахунок компенсатора №1 виготовленого з біметалу.

Нам відомо що неточність вимірювання ΔH має в собі 2 частини:

$$\Delta H = A \cdot \Delta \theta + B \cdot H \cdot \Delta \theta,$$

де $A = \frac{\alpha_E \cdot R_{y\partial} \cdot T_0}{g_c}; \quad B = \frac{\alpha_E \cdot R_{y\partial} \cdot \beta}{g_c}.$

З попередніх дослідів було визначено що $A \cdot \Delta \theta = 5,23 \text{ м}$, врахувавши це і те що зміна температури буде близько 20°C ми отримаємо що $A = 0,26 \text{ м}/^\circ \text{C}$.

Застосувавши формулу барометричного вимірювання висоти ми розрахуємо наскільки зміниться тиск при зміні висоти на 0.26 м

$$\Delta P = 101325 - 101325 \left(1 + \frac{-0.0065 \cdot 0.26}{288.15} \right)^{-\frac{9.80665}{-0.0065 \cdot 287.05287}} =$$
$$= 3.19 \text{ Па} = 3.19 \cdot 10^{-6} \text{ МПа}$$

Далі розрахуємо наскільки змінить своє положення укріплений центр .

Зміна положення GД1 мембрани розраховується так:

$$\Delta P' = A \cdot \omega_1 + B \cdot \omega_1^3, \quad (3.21)$$

де значення коефіцієнтів:

$$A = 8.439 \cdot 10^{-3}; \quad B = 9.4585 \cdot 10^{-4}.$$

Тоді

$$3.19 \cdot 10^{-6} = 8.439 \cdot 10^{-6} \omega_1 + 9.4585 \cdot 10^{-4} \omega_1^3$$

Маючи цю рівність можна розрахувати наскільки зміщується мембрана:

$$\omega_1 = 3.75 \cdot 10^{-3} \text{ мм}.$$

Укріплений центр анероїдів зміститься в бразів далі:

$$\omega = 6 \cdot \omega_1 = 6 \cdot 3.78 \cdot 10^{-3} = 2.27 \cdot 10^{-2} \text{ мм}.$$

Таким нехитрим чином було визначено наскільки має переміщатись наш компенсатор для компенсації похибки при зміні температури на 1°C .

Тепер розрахуємо максимальний вигин пружини при зміні температури :

$$\lambda = 0.75 \cdot \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{h_1 + h_2} \cdot l^2 \cdot \Delta\theta, \quad (3.22)$$

де α_1 і α_2 – коефіцієнти лінійного розширення активного і пасивного шарів відповідно;

h_1 і h_2 – товщина активного і пасивного шару відповідно;

l – довжина біметалу;

$\Delta\theta$ - зміна температури, що викликає переміщення λ .

У якості біметала на роль компенсатора було обрано метал маркування ТБ

Для компенсатора обираємо біметал марки 97НЛ. Він має наступні характеристики :

- коефіцієнт лінійного розширення

$$24...26 \cdot 10^{-6} / 1...1,5 \cdot 10^{-6} 1/^{\circ}C$$

- модуль пружності

$$12 \cdot 10^4 / 15 \cdot 10^4 \text{ МПа.}$$

Товщина біметалу прийємо щя 1.5мм

Визначаємо найбільшу чуттєвість біметалу:

$$\frac{h_1}{h_2} = \sqrt{\frac{E_2}{E_1}} = \sqrt{\frac{12 \cdot 10^4}{15 \cdot 10^4}} = 0.89$$

Для визначення остаточного розміру кожного шару біметалу розв'язуємо систему :

$$\begin{cases} h_1 = 0.89 \cdot h_2 \\ h_1 + h_2 = 1.5 \end{cases} \quad (3.23)$$

$$h_1 = 0.71 \text{ мм}; \quad h_2 = 0.79 \text{ мм.}$$

Тепер визначаємо якої довжини має бути компенсатор для адекватної роботи в системі:

$$\begin{aligned} l &= \sqrt{\frac{\lambda \cdot (h_1 + h_2)}{0.75 \cdot (\alpha_1 - \alpha_2) \cdot \Delta \theta}} = \\ &= \sqrt{\frac{2.27 \cdot 10^{-2} \cdot (0.71 + 0.79)}{0.75 \cdot (26 - 1) \cdot 10^{-6} \cdot 1}} = 42.6 \text{ мм} \end{aligned}$$

Таким чином компенсатор температурної похибки №1 був розрахований.

3.3.3. Розрахунок компенсатора №2

Маючи залежність:

$$B \cdot H \cdot \Delta\theta$$

Можна зробити висновок що при зростанні температури і дії тиску анероїди будуть закономірно деформовані і з зростанням температури деформація також буде зростати що в свою чергу призведе до похибки вимірювання. Для усунення такої неточності потрібно використати компенсатор який змінить передаточне число завдяки подовженню кривошипа. Таким чином компенсатором №2 буде виступати пластина з біметалу.

Неточність вимірювання проявлятиметься неопосередковано на шкалі приладу у вигляді відхилення стрілки . Так стрілка буде відхилена на відстань :

$$\alpha' = \alpha \cdot B, \quad (3.24)$$

де α - максимальний кут повороту стрілки, $\alpha=330^\circ$;

λ - температурний коефіцієнт модуля пружності,
 $\lambda=3,1 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/^\circ\text{C}$.

Відповідно до наших розрахунків у п. 3.4.2

$$B \cdot H \cdot \Delta\theta = 0,35 \text{ м},$$

відкіля B дорівнює при значеннях $H=3000$ і $\Delta\theta=20^\circ\text{C}$.

$$B = 5,9 \cdot 10^{-6} \text{ } 1/^\circ\text{C};$$

$$\alpha' = 330 \cdot 5,9 \cdot 10^{-6} = 1,95 \cdot 10^{-3}.$$

З передатного відношення приладу маємо:

$$\alpha - \alpha' = i_{mp.c} \cdot \arcsin \frac{\omega_0}{d'}, \quad (3.25)$$

де $i_{mp.c}$ – передатне відношення, $i_{mp.c} = 11$;

ω_0 – максимальний прогин блоку анероїдних коробок,
 $\omega_0 = 3 \text{ мм}$;

d' – довжина плеча передатного механізму, необхідного для компенсації похибки.

Звідси

$$d' = \frac{\omega_0}{\sin\left(\frac{\alpha - \alpha'}{i_{mp.c}}\right)} = \frac{2}{\sin\left(\frac{330 - 1.95 \cdot 10^{-3}}{11}\right)} = 6 + 3.21 \cdot 10^{-5} \text{ мм}$$

Щоб погасити неточність потрібно взяти метал з чутливістю яка дорівнює:

$$\delta = \frac{\lambda}{\Delta\theta} = 3.21 \cdot 10^{-5} \text{ мм} / ^\circ\text{C},$$

де λ - переміщення кінцевої крапки при нагріванні на 1°C .

Визначимо відстань від місця кріплення компенсатора до місця приєднання тяги.

Тепер потрібно виразувати як далеко від закріплення компенсатора знаходиться тяга.

Визначимо відстань від місця кріплення компенсатора до місця приєднання тяги.

Розрахунок ведемо за методикою, викладеною в [1].

Біметал було обрано марки 17ХНГТ, він має такі характеристики

- питомий вигин $0,075 \text{ 1/}^\circ\text{C};$
- коефіцієнт лінійного розширення $17-19/8,5-9 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C};$
- модуль пружності $19/16,5 \cdot 10^4 \text{ МПа.}$

Керуючись конструкторським розумінням було обрано розмір для компенсатора

З конструктивних розумінь вибираємо габаритні розміри компенсатора:

товщина $h=1,5 \text{ мм};$

ширина $b=4 \text{ мм.}$

Зміщення незакріпленого кінця пружини можна за рівнянням :

$$\lambda = \frac{3}{4} \cdot \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{h} \cdot l^2 \cdot \Delta\theta, \quad (3.26)$$

де α_1 і α_2 -- коефіцієнти лінійного розширення, відповідно активного і пасивного шару.

$$l = \sqrt{\frac{4 \cdot \lambda \cdot h}{3 \cdot (\alpha_1 - \alpha_2) \cdot \Delta\theta}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 3.21 \cdot 10^{-5} \cdot 1.5}{3 \cdot (17 - 9) \cdot 10^{-6} \cdot 1}} = 2.83 \text{ мм}$$

Таким чином було встановлено що різниця у відстані між кріпленням тяги і пружинного компенсатора повинна бути 3мм .

3.4. Розробка математичної моделі висотоміра

3.4.1. Структурна схема висотоміра і аналіз статичної характеристики

Структурна схема пристрою представлена на рис.3.3:

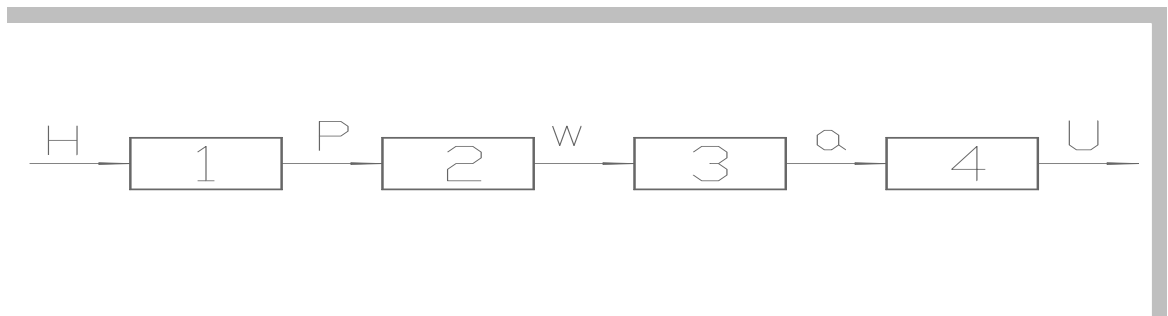


Рис.3.3. Структурна схема приладу

1-Ланка яка означає методику вимірювання і конвертує висоту(H) в тиск(P);

2-пружинний елемент який конвертує тиск(P) в переміщення w

3- передаточний механізм який трансформує переміщення w в кут повороту стрілки α

4 – потенціометр, що перетворює кутове переміщення α в напругу U .

Поглянемо на властивості ланок даної структурної схеми

Характеристика 1-ої ланки має вигляд, відповідно до формули (3.1.9)

$$P = P_0 \cdot \left(1 + \frac{\beta \cdot H}{T_0} \right)^{-\frac{g_c}{\beta \cdot R_{y\vartheta}}}$$

Характеристика 2-ої ланки, згідно (3.3.16)

$$\frac{P \cdot R^4}{E \cdot h^4} = a \cdot \frac{\omega}{h} + b \cdot \frac{\omega^3}{h^3}$$

Щоб шкала вимірювання була рівномірною потрібно щоб анероїди мали лінійну характеристику по висоті, інакше кажучи рівність 1 і 2 ланки має дорівнювати :

Для отримання рівномірної шкали, блок анероїдних коробок повинен мати лінійну характеристику по висоті, тобто статичне рівняння 1-ої і 2-ої ланки має вигляд:

-

$$\omega = C \cdot H$$

де C – чутливість анероїдної коробки по висоті.

Для спрощення приймемо, що передатне відношення 3-ої ланки постійно і, отже, характеристика його буде мати вигляд:

$$\alpha = i \cdot \omega$$

де i – передатне відношення передатньо-множного механізму.

Таким чином характеристика пристрою матиме вигляд :

$$\alpha = i \cdot \omega$$

З цього рівняння можна заключити що залежність буде лінійна.

Памятаючи що при висоті 500м стілка робить повний(майже) поворот в 330 °, потрібно визначити передаточне значення пристрою К

$$K = \frac{\alpha}{H} = i \cdot C, \quad (3.27)$$

$$K = \frac{330}{500} = 0.66 \frac{\text{град}}{\text{м}} = 1.152 \cdot 10^{-2} \frac{\text{рад}}{\text{м}}$$

Статина характеристика пристрою який проектується є лінійною. Що дає змогу втсановлювати рівну шкалу яку значно простіше виготовляти ,окрім цього її градуювання може бути здійснене як експерементально так і аналітично. Така шкала значно зручніша при зчитування інформації .

3.4.2. Аналіз динамічної характеристики

Динамічною характеристикою називають те як реагує система на ступінчате одиничне збурення.

Динамічна характеристика приладу має вигляд:

$$\alpha(t) = \left(1 - \frac{e^{-\frac{\xi}{T} \cdot t}}{\sqrt{1-\xi^2}} \cdot \sin \left(\frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T} \cdot t + \arctg \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\xi} \right) \right) \cdot K \quad (3.28)$$

де $\xi = 0.938$; $T = 0.0183$.

Час заспокоєння системи визначається по динамічній характеристиці. Час заспокоєння $t_{засп}$ — це час, який пройшов з моменту стрибкоподібної зміни висоти, від початку руху рухливої системи висотоміра до моменту, при якому значення відхиленої величини кута $\alpha(t)$ рухливої системи відрізняється від сталого не більш, ніж на значення припустимої похибки.[5]

Час заспокоєння візьмемо рівним $t_{засп} = 0.12$

Стале значення регульованої величини:

$\alpha_m = 0.25 \cdot 10^{-1} \text{ рад}$ відповідає $t_m = 0.02 \text{ с}$.

Стале значення регульованої величини:

$$\alpha_{cm} = \lim \alpha(t) = 0.250348 \cdot 10^{-1} \text{ рад}.$$

Величина перерегулювання:

$$\sigma_{\max} = \frac{\alpha_m - \alpha_{cm}}{\alpha_{cm}} \cdot 100\% =$$

$$= \frac{0.250085 \cdot 10^{-1} - 0.250348 \cdot 10^{-1}}{0.250348 \cdot 10^{-1}} \cdot 100\% = 0.1\%$$

Період коливань $T=0.33$ с.

$$\text{Власна частота коливань } \omega = \frac{2 \cdot \pi}{T} = 19.04 \text{ с}^{-1}.$$

Число коливань – 1.

Час запізнення t_3 рівний проміжку часу що знаходиться між початком збурення і моментом коли на вихід подається половина від усталеного значення: $t_3=0,005$ с.

Логарифмічний декремент загасання системи d_c , що характеризує швидкість загасання коливального процесу

$$d_c = \ln \frac{q_{i \max}}{q_{i+1 \max}} = \ln \frac{0.250348 \cdot 10^{-1}}{0.250085 \cdot 10^{-1}} = 1.05 \cdot 10^{-3},$$

де $q_{i \max}$ і $q_{i+1 \max}$ – дві амплітуди поруч розташованих екстремумів кривої перехідного процесу. Чим більше логарифмічний декремент загасання, тим швидше відбувається загасання перехідного процесу.

3.4.3. Аналіз частотних характеристик

Одним з найпростіших методів дослідження впливу динаміки на систему є дослідження частотних характеристик цієї системи.

Амплітудна фазочастотная характеристика (АФЧХ) має дійсну і мніму частини:

$$W(jn) = X(n) + j \cdot Y(n), \quad (3.29)$$

де

$$X(n) = \frac{k \cdot (1 - T^2 \cdot n^2)}{(1 - T^2 \cdot n^2)^2 + 4 \cdot \xi^2 \cdot T^2 \cdot n^2}, \quad (3.30)$$

$$Y(n) = \frac{2 \cdot k \cdot \xi \cdot T \cdot n}{(1 - T^2 \cdot n^2)^2 + 4 \cdot \xi^2 \cdot T^2 \cdot n^2}. \quad (3.31)$$

Знаючи АФЧХ ми зможемо дізнатись наскільки система стійка.

За критерієм Найквіста - замкнута система стійка, якщо АФЧХ розімкнутої системи не охоплює точку з координатами $(-1; j(0))$ при зміні частоти обертання n від 0 до ∞ . [5]

Звернувши увагу на попереднє визначення можна зробити висновок що система у нас стійка.

Амплітудна частотна характеристика це залежність амплітуди коливань стрілки до амплітуди коливань висоти від кривої частоти вхідного сигналу що змінюється синусоїдально [5]. АЧХ системи має вигляд:

$$K(n) = \frac{k}{\sqrt{(1 - T^2 \cdot n^2)^2 + 4 \cdot \xi^2 \cdot T^2 \cdot n^2}}. \quad (3.32)$$

Амплітудно частотна характеристика є вкрай необхідною для інженера, так як вона дозволяє дізнатись при якій граничній частоті відношення амплітуд стане оптимальним чи припустимим.

Смуга пропущення приладу: $n_{np} = 38 \Gamma\text{ц}$

Максимальне значення відношення амплітуд:
 $K_{\max} = 1.7554 \cdot 10^{-2}$ на частоті $n_{\max} = 0$.

Фазова частотна характеристика (ФЧХ) відображає залежність різниці фаз між коливаннями вхідного сигналу і вихідного сигналу що змінюється синусоїдально:

$$\varphi(n) = -\arctg \frac{2 \cdot \xi \cdot T \cdot n}{1 - T^2 \cdot n^2}. \quad (3.33)$$

ФЧХ сигналізує на відхилення стрілки від показань висоти .

Логарифмічно частотною амплітудною характеристикою називається залежність від частоти вхідного сигналу модуля частотної характеристики, що зображена в логарифмічному масштабі[5].:

$$L(n) = 20 \cdot \lg K(n). \quad (3.34)$$

Логарифмічною фазо-частотною характеристикою $\varphi(n)$ називається залежність аргументу частотної характеристики від логарифма частоти[5].:

$$\varphi(n) = -\arctg \frac{2 \cdot \xi \cdot T \cdot n}{1 - T^2 \cdot n^2}. \quad (3.35)$$

Знаючи ЛАФЧХ ми взмозі судити про стійкість нашої системи .

Стійкістю називають змogu системи повернутись в режим рівноваги після збурення.

Систему можна вважати стійкою так як перетин вісі X проходить лівіше від перетину вісі Y.

3.5. Розрахунок надійності

Надійність представляється декількома властивостями:

безвідмовність, довговічність, ремонтпридатність.

Безвідмовність це можливість пристрою працювати без збоїв і з заданою точністю безперервно.

Довговічність це характеристика пристрою яка проявляється в збереженні працездатного стану протягом деякого часу (зазвичай вказаного в паспорті) при адекватному використанні.

Ремонтпридатність проявляється в можливості обслуговування пристрою та ремонту його при необхідності.

Коли проводиться розробка приладу то його надійність становлять такі фактори:

- 1) наскільки якісні використано елементи чи деталі. Деталі повинні бути доцільними, якісними і відповідати характеру пристрою.
- 2) слід використовувати вже уніфіковані елементи, це підвищить технологічність пристрою і полегшить роботу з ним .
- 3) правильно розраховані режими роботи ,при нерозрахованих режимах деталі будуть відмовляти як по списку.
- 4) Використовувати модульний принцип побудови коли це можливо, коли до детал просто дістатись то і ремонт її зробити простіше.

Розрахунок надійності пристрою зробимо так :

- 1) порахуємо скільки однотипних частин n_i ;
- 2) порахуємо скільки типів частин пристрою m_i ;
- 3) визначаємо інтенсивність відмовлень по формулі:

$$\lambda = \sum_{i=1}^m \lambda_i \cdot k_i \cdot n_i, \quad (3.36)$$

де λ_i – інтенсивність відмовлень при нормальних умовах роботи елементів приладів, усереднені значення;

k_i - коефіцієнт, що враховує відхилення від нормальної роботи, $k = 1$.

Дані зводимо в таблицю 3.1.

Таблиця 3.1.

До розрахунку надійності

Найменування і тип елементів	Інтенсивність відмовлень, 1/год		
	n_i	$\lambda_{сп_i} \cdot 10^{-6}$	$\lambda_i \cdot 10^{-6}$
Блок анероїдних коробок	1	4.0	4.0
Волосок	1	0.11	0.11
Кабель	3	0.02	0.06
Корпус	1	0.2	0.2
Кільце	1	0.3	0.3
Опора	1	0.6	0.6
Підстава	1	1.0	1.0
Вісь	2	0.35	0.7
Передачі зубчаста	3	0.12	0.36
Підшипники качання	2	0.5	1.0
Потенціометр	1	3.0	3.0
Прокладки	2	0.0012	0.0024
Пружини	2	0.11	0.22
З'єднання різьбові	15	0.02	0.3
Штифти	3	1.6	4.8
Тяги	2	0.7	1.4

Одержимо, що сумарна інтенсивність відмовлень дорівнює

$$\lambda = 18.05 \cdot 10^{-6} 1/\text{год}.$$

5) визначаємо середній час наробітку приладу до відмовлення

$$T_{сер} = \frac{1}{\lambda}; \quad (3.37)$$

6) визначаємо імовірність безвідмовної роботи

$$P(t) = e^{-\lambda \cdot t}. \quad (3.38)$$

Імовірність безвідмовної роботи приладу на 2000 годин:

$$P(t) = e^{-18.05 \cdot 10^{-6} \cdot 2000} = 0.965,$$

що є припустимим для роботи даного приладу.

7) Визначаємо час безвідмовної роботи

$$t = T_{сер} \cdot [1 - P(t)], \quad (3.39)$$

$$t = 55400 \cdot (1 - 0.965) = 1939_{\text{годин.}}$$

3.6. Дослідження мікропроцесорної частини

Мікропроцесор – це пристрій обробки даних (і керування) із гнучкою логікою роботи, виконане за інтегральною технологією.

МП зробили революцію у вимірювальній техніці. Це зв'язано з поруч їхніх особливостей, основними з яких є програмування і відносно велика обчислювальна потужність, що сполучається з високою надійністю, малими габаритами, масою, енергоспоживанням і вартістю.

Завдяки малогабаритності, мікро потужності, високої надійності і низкою вартості мікропроцесор став елементом універсального застосування. Його чудові властивості створили передумови для вбудовування обчислювальних систем у різних пристроях.

Вбудована у вимірювальний прилад мікропроцесорна система розширює його можливості, додає йому нові якості: багатофункціональність, різке підвищення потужності, спрощення і полегшення керування, функціональну гнучкість, можливість здійснення самокалібрування, підвищену надійність і економічність мініатюрності конструкції, а також дозволяє автоматизувати статичну обробку результатів виміру. З'явилися цілком автоматизовані, програмно-керовані прилади, що радикально підвищують продуктивність праці і що дозволяють вирішувати задачі, що раніше взагалі не ставилися. Ці прилади називають “інтелектуальними”. Саме на їхнє створення орієнтують сьогодні майбутніх фахівців приладобудування [26].

Численні задачі, розв'язувані за допомогою МП систем, на сьогоднішній день уже важко піддаються перерахуванню. Часто їх підрозділяють по визначених класах задач керування:

- програмно-логічне керування;
- стабілізація (орієнтація, спостереження);
- виведення на режим (оптимальне керування статикою, екстремальне керування, оптимальна швидкодія);

- програмне керування;
- адаптація і т.д.

Головна особливість роботи вбудованої системи в будь-якому режимі – це робота в реальному часі з джерелами і приймачами інформації, представленої в цифровій формі.

Функції ПЕОМ в розроблювальному приладі

Вбудована у прилад ПЕОМ може взяти на себе цілий ряд функцій, таких як:

- керування режимом вимірів;
- підвищення точності виміру;
- обробка результатів вимірів по програмі;
- стабілізація частоти биття висотоміра з частотною модуляцією;
- статична обробка результатів вимірів;
- інтерфейсні функції й ін.

Оскільки аерогравіметричний висотомір працює у комплексі з іншими вимірювальними пристроями на борту літака, необхідно розглянути особливості його поєднання з бортовою ПЕОМ і варіант обслуговування за пріоритетами.

У якості персональної електронної обчислювальної машини використовується РС.

Згідно завдання на дипломний проект у розділі буде розглянуто один з можливих варіантів уводу вимірювальної інформації за допомогою мікроконтролера STM32W108 .

Призначення STM32

Мікроконтролери STM32W108 типу «система на кристалі» (SoC) ,, створений на базі 32-розрядний ядро ARM Cortex-M3, містить вбудовану флеш-пам'ять (обсяг 128 кбайта) та ОЗУ (обсяг 8 кбайт), і також в змозі працювати з частототою 6, 12 чи 24 МГц. Підтримка набору інструкцій Thumb-2 забезпечує прекрасну щільність коду. Мікросхеми включають в себе чотири тактових генератора і системи переключення між ними на випадок зникнення однієї з тактових частот.

Радіочастотний модуль працює за частоті 2,4 ГГц при швидкості обміну даними до 500 кбіт / с та підтримує стандарт IEEE 802.15.4. Апаратний MAC-інтерфейс підвищує економічність і швидкість роботи системи. Вихідна потужність передатчика дорівнює 3 дБм (у звичайному режимі) і може бути програмно збільшена до 7 дБм. При необхідності отримання ще більше результуючої потужності можливо підключити зовнішній ВЧ-підсилювач. Чутливість приймача в нормальному режимі складає -99 дБм і конфігурується до -100 дБм (при 1% похибки щодо пакетів, розміщення 20 байт). Для підвищення безпеки передачі даних підтримують шифрування за допомогою апарату криптографічного пристрою AES128.

Основні області використання STM32W108 це:

- Охоронні системи та системи сигналізації;
- Пристрої управління будинками та спорудами;
- Інтелектуальні енергосистеми;
- Безпроводні датчики для мереж ZigBee Pro;

Системи домашньої автоматизації і управління на рис.3.4 показана структурна схема STM32.

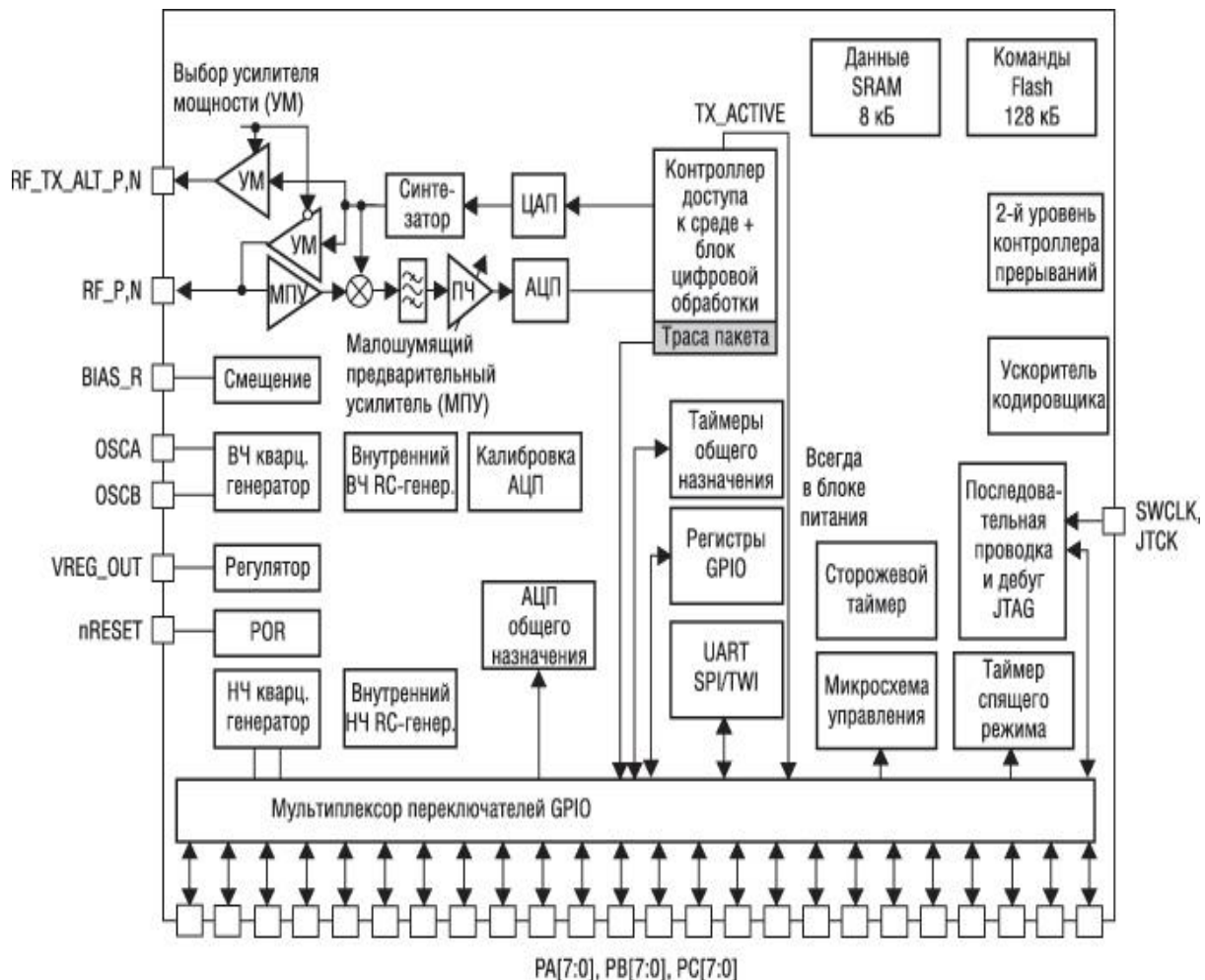


Рис. 3.4. Структурна схема STM32

Особливості побудови і роботи STM32

Набір периферійних модулів STM32W108 включає в себе:

- 16-канальний 12-разрядний АЦП;
- Контролер послідовного інтерфейсу USCI, що працює в режимах UART / SPI / TWI;
- Три 16-разрядних таймера, 12 каналів порівняння / захвата / ШИМ;
- 24 конфігураційні лінії вводу / виводу загального назви з триггерами Шмідта на входе;
- Гнучкий настроюваний контролер розміщення векторних пауз.

Напруга живлення мікросхем становить 2,1 ... 3,6 В п:

- 27 ма-режим прийому;
- 31 мА- режим передачі (вихідна потужність 3дБм);
- У стані посиленого споживання (ОЗУ та регістри GPIO в режимі споживання) - 400нА / 800 нА з включеним / виключеним системним таймером.

Мікросхеми випускаються в 48-виводному корпусі QFN, розміром 7x7 мм. .[19]

Радіочастотний (РЧ) модуль

Радіоприймач STM32W108 виконаний за схемою супергетеродинного приймача з низькою проміжною частотою (ПЧ). Його архітектура оптимізована під співіснування з іншими пристроями, які працюють в діапазоні частот 2,4 ГГц (WIFI і Bluetooth) при невисокій споживаній потужності.

Радіопередавач використовує ефективну архітектуру, в якій потік даних безпосередньо модулює частоту перебудовується ВЧ-генератора (VCO). Вбудований підсилювач потужності (РА) забезпечує необхідний рівень вихідного сигналу. Цифрова підсистема управляє трактом передачі (Tx) і калібруванням вихідної потужності. При роботі STM32W108 з зовнішнім підсилювачем потужності (РА) для управління зовнішнім ВЧ комутатором використовуються сигнали TX_ACTIVE або nTX_ACTIVE.

Вбудований VCO на частоту 4,8 ГГц і петлевий фільтр мінімізують кількість зовнішніх компонентів. Для роботи внутрішньої системи фазового автопідстроювання частоти (PLL) необхідний тільки кварцовий резонатор на частоту 24 МГц.

У режимах прийому (Rx) і передачі (Tx) інтерфейс доступу до середовища (MAC) для зберігання пакетів використовує внутрішню RAM. Модуль MAC забезпечує апаратну фільтрацію пакетів відповідно до специфікації IEEE 802.15.4. Він контролює точне дотримання часових

характеристик протоколу, зменшуючи помилки синхронізації, обумовлені програмним стеком, і тимчасові витрати на реалізацію протоколу передачі даних, і забезпечує синхронізацію для алгоритму IEEE 802.15.4 CSMA-CA.

Цифрова частина приймача використовує синхронний детектор, щоб генерувати символи для апаратного блоку MAC. Крім того, цифровий приймач містить підпрограми калібрування аналогової частини і управління коефіцієнтом посилення в усьому тракті прийому. .[19]

Вбудована пам'ять

Flash-пам'ять STM32W108 складається з 128 кбайт основний пам'яті, 2048 байт системної області та 512 байт для зберігання призначених для користувача констант. Гарантується до 1000 циклів запису / стирання при часу зберігання інформації понад 100 років.

Програмування flash-пам'яті можна здійснити або через інтерфейс Serial Wire / JTAG за допомогою сервісної утиліти, заснованої на коді, що розміщується в RAM, або за допомогою початкового завантажувача за допомогою спеціального програмного забезпечення для завантаження «на льоту» або для послідовної завантаження. Найпростіший послідовний завантажувач програмується як частина FIB при виробництві мікросхеми.

Область статичної пам'яті з довільним доступом (RAM) STM32W108 має обсяг 8 кбайт. Хоча ядро ARM® Cortex-M3 забезпечує побітовий доступ до цієї області пам'яті, стандартна конфігурація модуля захисту пам'яті (MPU) не дозволяє використовувати цю функцію. .[19]

Тактові генератори

До складу STM32W108 входять чотири тактових генератора:

Високочастотний внутрішній RC-генератор (OSCHF), який використовується як системний джерело тактової частоти (за замовчуванням) при подачі напруги харчування. Номінальна частота після системного скидання становить 12 МГц. Більшість провінцій, виключаючи радіо-модуль, може повнофункціонально працювати від OSCHF. Оскільки крок частоти

OSCHF становить 0,5 МГц, а для його калібрування використовується ВЧ кварцовий резонатор, точність установки частоти OSCHF становить ± 250 кГц ± 40 ppm, що може виявитися недостатнім для нормальної роботи UART і АЦП.

Високочастотний кварцовий генератор (OSC24M), для роботи якого потрібне зовнішнє резонатор на частоту 24 МГц з точністю ± 40 ppm. З метою мінімізації споживаної потужності кварцовий генератор має програмовану схему зміщення. Вся периферія, включаючи радіомодуль, може повнофункціонально працювати від OSC24M. При виході з ладу кварцового резонатора на частоту 24 МГц механізм апаратної захисту змушує систему перейти назад до ВЧ RC-генератора, як до головного джерела тактової частоти, і в контролер переривань надходить немаскируемое переривання. Для нормальної роботи прикладне ПО має розрізняти джерела синхронізації: периферії - OSCHF або OSC24M, оскільки тактові частоти в кожному випадку можуть відрізнятися.

Низькочастотний внутрішній RC-генератор (OSCRС) виконує функцію внутрішнього джерела міток часу. Номінальна частота після виходу з системної скидання становить 10 кГц і калібрується програмним забезпеченням від ST. Після настройки OSCRC на частоту 10 кГц калібрується дробовий дільник на N, щоб отримати зразковий тактовий сигнал CLK1K з частотою 1 кГц. .[19]

Переривання

У систему переривань STM32W108 входять:

Стандартний контролер вкладених векторних переривань (NVIC) ядра ARM® Cortex-M3, який забезпечує обробку переривань верхнього рівня;

Диспетчер подій (ЕМ), який забезпечує обробку переривань другого рівня.

Модулі NVIC і ЕМ утворюють найпростішу ієрархічну структуру для обробки переривань. Всі переривання другого рівня від ЕМ передаються на

верхній рівень переривань в NVIC. Така дворівнева ієрархія дозволяє здійснювати як прецизійне управління джерелами переривань, так і грубе управління всіма периферійними пристроями, дозволяючи цим пристроям мати власні вектори переривань.

Пріоритет більшості переривань можна задавати програмним шляхом. Винятки Reset, NMI і Hard Fault в зазначеному порядку завжди мають найвищий пріоритет і не конфігуруються програмно. Для всіх інших винятків можна призначити п'ятиразрядний номер пріоритету, при цьому нижчого значенням відповідає вищий пріоритет. Якщо деякі мають однаковий програмно-конфігурований пріоритет, то NVIC використовує пріоритети, задані апаратно і збігаються з положенням виключення в таблиці винятків.

Наприклад, якщо одночасно видаються запити від IRQA і IRQB, і вони мають однаковий, заданий програмно пріоритет, то NVIC обробляє IRQA першим, оскільки він має більш високий апаратний пріоритет ніж IRQB .

Перериваннями верхнього рівня управляють п'ять регістрів NVIC ядра ARM® Cortex-M3: INT_CFGSET, INT_CFGCLR, INT_PENDSET, INT_PENDCLR і INT_ACTIVE. Запис «0» в будь-який біт будь-якого з цих п'яти регістрів не призводить ні до яких дій. Запис «1» в біт INT_CFGSET дозволяє, а запис «1» в біт INT_CFGCLR забороняє переривання верхнього рівня. Запис «1» в біт INT_PENDSET запускає, а запис «1» в біт INT_PENDCLR очищає переривання верхнього рівня. INT_ACTIVE не може бути модифікований і використовується для вказівки активного переривання.

Переривання можна поставити в чергу і очистити в будь-який час, але ніяке переривання з черги не буде оброблено до тих пір, поки не буде встановлена відповідна маска (в регістрі INT_CFGSET), яка дозволяє проходження переривання. Якщо встановлено біт INT_CFGSET і відповідний біт INT_PENDSET, то переривання поширяться і буде оброблено. Якщо біт

INT_CFGSET буде встановлено після біта INT_PENDSET, то переривання також поширяться і буде оброблено.

За детальною інформацією про винятки NVIC і Cortex-M3 можна звернутися до документів «ARM® Cortex-M3 Technical Reference Manual» і «ARM ARMv7-M Architecture Reference Manual». .[19]

Диспетчер подій

У той час як стандартний контролер вкладених векторних переривань ядра ARM® Cortex-M3 забезпечує обробку переривань в CPU, диспетчер подій забезпечує обробку переривань другого рівня. У диспетчер подій надходить велика кількість різноманітних апаратних переривань від периферії, які потім перетворюються в невелику групу переривань в NVIC. Всі переривання другого рівня від периферійних пристроїв об'єднуються по «АБО» в одне переривання в NVIC. .[19]

Периферійні модулі

Контролер послідовного інтерфейсу SCI. Вбудований контролер послідовного інтерфейсу має два канали обміну даними SC1 і SC2. Канал SC1 можна конфігурувати для операцій SPI (головний або підпорядкований), TWI (тільки ведучий) або UART, а канал SC2 - для операцій SPI або TWI.

Аналого-цифровий перетворювач (АЦП)

АЦП STM32W108 є дельта-сигма перетворювачем першого порядку з наступними можливостями:

Дозвіл до 12 біт;

Час перетворення 5,33 мкс (188 кГц);

Диференціальне та асиметричне перетворення від шести зовнішніх і чотирьох внутрішніх джерел;

Два діапазону входної напруги (в диференціальному режимі): від -VREF до + VREF і від -VDD_PADS до + VDD_PADS;

Вибір внутрішнього або зовнішнього джерела опорного напруги VREF: внутрішній VREF (може бути доступний для зовнішньої схеми);

Цифрова підстроювання напруги зсуву і коефіцієнта посилення;
Спеціалізований канал DMA з режимами одноразового або безперервного перетворення і записом результатів вимірювання безпосередньо в RAM, минаючи CPU.

Оскільки модуль АЦП підтримує роботу, як в несиметричному, так і в диференціальному режимі, його входи завжди працюють в диференціальному режимі. Несиметричне перетворення виконується при підключенні одного з диференціальних входів до джерела з напругою $V_{REF} / 2$, в той час як повністю диференціальні операції використовують обидва входи. .[19]

Таймери

На додаток до двох таймерам загального призначення STM32W108 містить: сторожовий таймер для захисту програмного забезпечення від збоїв і зупинки CPU; 32-розрядний таймер режиму очікування, використовуваний для зберігання системного часу і виведення мікропроцесора з сплячого режиму через заданий проміжок часу, і стандартний таймер системних подій ARM® в контролері переривань.

Джерела живлення

STM32W108 містить три системи джерел живлення. Завжди включений високовольтний джерело живлення забезпечує роботу GPIO і функціонування критичних блоків мікросхеми. Решта блоки мікросхеми живляться від низьковольтних стабілізаторів. Низьковольтні джерела живлення можна відключити при переході в сплячий режим, що додатково зменшує енергоспоживання. Внутрішні стабілізатори забезпечують отримання напруг живлення 1,25 В і 1,8 В з нерегульованого напруги живлення мікросхеми. Вихід стабілізатора напруги 1,8 В має зовнішній фільтр і може використовуватися зовнішніми аналоговими блоками, RAM і flash-пам'яттю. Вихід стабілізатора напруги 1,25 В має зовнішній фільтр і використовується для живлення ядра мікропроцесора.

Режими зниженого енергоспоживання

STM32W108 має наднизьким споживанням енергії в режимі глибокого сну з можливістю вибору способу тактирования. Таймер виходу зі стану бездіяльності можна тактіровать або від зовнішнього кварцового резонатора на частоту 32,768 кГц, або від сигналу частотою 1 кГц, отриманого діленням частоти 10 кГц від внутрішнього RC-генератора. Для режиму з найменшим енергоспоживанням все тактові генератори можна вимкнути, тому що мікросхема буде прокидатися тільки зовнішніми подіями з висновків GPIO. STM32W108 володіє швидким часом пробудження (типове значення - 100 мкс) зі стану глибокої сну до моменту виконання першої інструкції ARM® Cortex-M3.[19]

Зробимо висновки до даного розділу:

Застосування МПС в аерогравіметричному висотомірі дозволить:

- запам'ятовувати в пам'яті групу даних і робити статичну обробку результатів вимірів;
- підключати до вимірювальної системи периферійні пристрої (наприклад, друкуючі);
- підвищити продуктивність і автоматизувати процедуру обробки;
- збільшити кількість функцій, виконуваних вимірювальною системою;
- підвищити точність виміру

4. АНАЛІЗ СТАТИЧНОЇ ТА ДИНАМІЧНОЇ ТОЧНОСТІ ВИСОТОМІРА

4.1. Статична характеристика висотоміра

Щоб дослідити характеристику приладу в статиці візьмемо для початку структурну схему пристрою яка зображена на рис.4.1

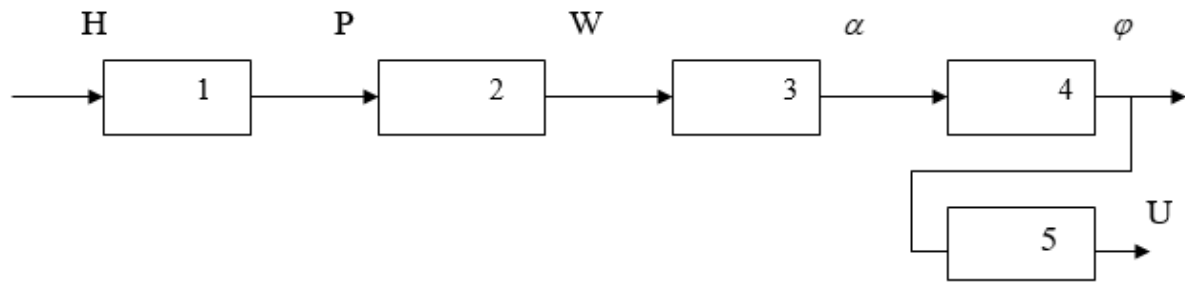


Рис. 4.1. Структурна схема приладу

1-умовна ланка, що відображує метод виміру і перетворює висоту h у тиск P ;

2-пружний елемент, що перетворює тиск P у переміщення ω (анероїдна коробка);

3-передаточно-множувальний механізм, що перетворює переміщення ω у кут повороту стрілки α ;

4-редуктор;

5-потенціометр, що перетворює кутове переміщення α у напругу U .

Проведемо огляд кожної з ланок .

Характеристика першої ланки має вид

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{\tau \cdot H}{T_0} \right)^{\frac{1}{\alpha}} \quad (4.1)$$

H – висота;

p – атмосферний тиск на висоті h ;

T_0 - температура повітря на висоті над рівнем моря , для розрахунків приймаємо $T_0=288K$ [9];

R - універсальна газова стала , $R=29.27$ м/град.

Характеристика другої ланки має вид

$$\alpha = \arcsin \left(\frac{\omega}{a} + \sin \alpha_0 \right), \quad (4.2)$$

де α - поточний кут відхилення кривошипа;

α_0 –початковий кут відхилення кривошипа;

a – плечо кривошипа;

ω – переміщення верхнього жорсткого центру анероїда.

Характеристика четвертої ланки

$$\varphi = \frac{z_1}{z_2} \cdot (\alpha - \alpha_0), \quad (4.3)$$

де φ – кут обороту покажчика;

z_1 -число додаткових зубців ;

z_2 - число зубців трубки.

Характеристика п'ятої ланки має вид[5]:

$$U = k \cdot \varphi, \quad (4.4)$$

де U – напруга виходу конвертора;

k – коефіцієнт пропорційності.

Так як шкала приладу у нас лінійна то для пристрою буде працювати залежність :

$$\phi = S' \cdot H \text{ і } U = k \cdot S' \cdot H, \quad (4.5)$$

де S' – задана чутливість приладу.

де C_y – коефіцієнт твердості анероїдного блоку.

Використовуючи вищеприведені формули розраховуємо властивості анероїдних коробок. Параметри для розрахунку було взято наступні: чутливість пристрою $\varphi=0.32$ град/м, максимальне відхилення стріли $\varphi_{\max}=330^0$, максимальна висота вимірювання $H_{\max}=3000$ м, максимальне зміщення укріпленої середини $\omega_{\max}=3$ мм; плече кривошипа $a=6 \cdot 10^{-3}$ м, відношення числа зубців зубчатого сектора до зубців шестерні $\frac{z_1}{z_2}=10$ початковий кут нахилу кривошипа $\alpha_0=9^0$.
Отримані дані було занесено в таблицю 4.1.

Таблиця 4.1.

Розрахунки характеристик анероїдного блоку

Висота, м	Атмосферний тиск Р		Зміна тиску, ΔP , Па	Переміщення жорсткого центру		Кут пово- роту стрілки приладу
	мм.рт.ст	Па		Анероїд- ного блоку, 10^{-3}	Однієї мембрани $10^{-3}m$	
0	760	101325	000	000	0000	0
50	755.5	100725	600	0.165	0.028	16
100	751	100125	1200	0.329	0.055	32
150	746.5	99525	1800	0.493	0.082	48
200	742	98925	2400	0.655	0.109	64
250	737.5	98325	3000	0.816	0.136	80
300	733.5	97791	3534	0.975	0.162	96
350	729	97192	4133	1.133	0.189	112
400	724.5	496592	4733	1.290	0.215	128
450	720.5	96059	5266	1.444	0.241	128
500	716	95459	5866	1.597	0.266	144
550	711.5	-94858	6467	1.748	0.291	160
600	707.5	94325	7000	1.897	0.316	176
650	703	93125	7600	2.043	0.341	192
700	699	93192	8133	2.187	0.365	208
750	695	92659	8666	2.329	0.388	224
800	690.5	92059915	9266	2.469	0.412	240
850	686.4	16	9809	2.605	0.434	256
900	687.2	90964	10361	2.739	0.456	272
1000	674.1	90414	10911	2.870	0.478	288
						304

4.2. Аналіз статичної точності приладу

4.2.1. Аналіз методичних похибок

Неточності методичного плану спричиняються неоднорідністю рельєфа , перепадами тиску та температури.

Розрахуємо похибку від неоднорідності поверхні землі:

$$\Delta H_1 = H_m - H_0,$$

де H_m – висота місця над рівнем моря;

H_0 – висота над рівнем моря відносно якої висотомір дає показання.

Неточність ΔH_1 вираховують за допомогою спеціальний геокарт . Для відомих маршрутів така похибка буде автоматично нівельована з рахунок мікропроцесора з відповідним ПО, якщо ж карт нема то доведеться використовувати корекцію через кремальєру.

4.2.2 Температурні похибки

Похибки пов'язані з температурою виникають коли прилад потрапляє в температурни режим який відмінний він того в якому він був градуйований.

Основні причини похибок температурного плану є:

- лінійна деформація деталей приладу;
- Непостійність модуля Юнга для матеріалу.

Заздалегідь продумавши цей момент для виготовлення тяги що поєднує чутливий елемент і передаточний механізм було використано матеріал що має малий коефіцієнт розширення тому цю похибкою можна нехтувати.

В той самий час похибку ,що виникає через непостійність модуля Юнга можна компенсувати за рахунок компенсаторів №1 та №2

4.2.3. Похибка спричинені недосконалістю анероїда

Похибка що має в своїй основі недосконалість анероїда представляється гістерезисом та пружньою інерційністю коробок.

При цьому похибка яка виникає внаслідок гістерезису і пружній інерційності може бути зведена до 0,05% при якісній термообробці.

Таким чином загальна похибка від недосконалості анероїде не буде перевищувати 1м при висоті польоту 3000м

4.2.4 Похибка від електричного перетворювача

Неточність спричинена перетворювачем це сукупність з двох частин:

Похибки перевантаження яка на висоті 3000м видасьть 2 м та

Похибка від електричного перетворювача складається з двох доданків: похибки від навантаження, що для висоти 3000 м дасть 2 м і випадкову похибку – 0.6 м.

Разом така похибка буде ,6 м для 3000м висоти.

В таблиці 4.2 проведено порівняльний аналіз похибок в статичному режимі

Таблиця 4.2.

Аналіз статичних похибок

№	Причини похибок	Формули визначення похибок	Чісельне значення	Методи зменшення похибок
1	2	3	4	5
1	Змінення рильєфу місцевості	$\Delta H_1 = H_m - H_0$	Залежить від рельєфу місцевості, повністю компенсується	1. Корекція по географічним картам. 2. Корекція по даним про тиск на Землі отриманих по радіо
2	Зміна початкового тиску на Землі	$\Delta H_2 = R \cdot T_{cp} \cdot \frac{\Delta p_0}{p_0}$	Залежить від зміни тиску повністю компенсується	За допомогою пристрою кремені

Продовження табл. 4.2

1	2	3	4	5
3	Змінення середньої температури воздуха	$\Delta H_3 = \frac{\Delta T}{T_{cp, факт}} \cdot H$	Залежить від висоти і змінення температури. Компенсується	Вимірюється температура на висоті H, по радіо передаються дані температури у поверхні Землі; поправка визначаємо по аеронавігаційній лінійці
4	Шкалові похибки	-	Пренебрігаємо	Точна розціхровка шкали; уважний та точний звіт показань
5	Тертя	$\Delta H_5 = \frac{0.135 \cdot f_{тр}}{\zeta_n \cdot F_{эф}}$	0.64м	Збільшення ефективної площі анероїда; зменшення тертя у підшипниках
6	Неврівноваженість деталей передаточно-множувального механізму	-	Залежить від прискорення	Точна балансировка рухливих деталей

Продовження табл. 4.2.				
1	2	3	4	5
7	Змінення ліній-них розмірів деталей під впливом температури	-	Пренебрігає-мо	Передаточно-множуваль-ний механізм та ЧЕ з мате-ріалу коефі-фіцієнти лі-нійного роз-ширення яких мало відрізняють-ся
8	Неповна відкачка анероїда	$\Delta H_7 = \frac{P_{\text{зат}} \cdot (1 - 293)}{273 \cdot \xi_n}$	0.35м	Точна відкачка анероїда
9	Вимірювання модуля пруж-ності матеріала анероїда	$\Delta H_8 = \lambda \cdot R \cdot \Delta t(T_0 - \tau \cdot H)$	Залежить від температури та висоти	Використан-ня компен-саторів
10	Недосконален ня чутливого елемента	Визначається експериментально	0.15% 1.5м для 1000м 0.75 для 500м	Точна термо-обробка ане-роїда; точне визначення розрахунко-вої характе-ристики ЧЕ
11	Люфти в опо-рах, шарнірах та зубчастих парах	Визначається експериментально	Компенсують-ся	Застосування на вихідної вісі волоска
12	Електричний перетворювач	-	0.26% 2.6м для 1000м 1.3 м-900м	Підбірка відповідних матеріалів та розмірів
Сумарна похибка висотоміра без врахування потенціометричного перетворювача			7.4м для 1000м 6.8м для 500м	
Сумарна похибка висотоміра			10м для 1000м 8м для 500м	

4.3. Аналіз динамічної точності приладу

Для початку запишемо диф.рівння нашої системи :

$$mx + B\dot{x} + Cx \pm F_{\text{тер}} = f(t) \quad (4.6)$$

де m-маса приведена до жорсткого центру чутливого елементу;

B-приведений коефіцієнт демпфування;

C-приведений коефіцієнт жорсткості;

F_{тер}-приведена сила тертя

f(t)-сила діюча на чутливий елемент.

Для розрахунку часу перехідного процесу потрібно знати масу , жорсткість та силу тертя чутливого елемента. Масу до кріпленої основи ЧЕ вираховуємо формулою :

$$m = \sum_{i=1}^n m_i \left(\frac{d\omega_i}{d\omega} \right)^2 + \sum_{j=1}^n J_j \left(\frac{d\alpha_j}{d\omega} \right)^2, \quad (4.7)$$

де m_i – елементарна маса;

J_i – елементарний момент інерції;

$d\omega$ – лінійне зміщення точки приведення;

$d\omega_i$ – кутове переміщення точки прикладення i -ї сили;

$d\varphi_i$ – кутове переміщення точки прикладення j -го моменту;

$\frac{d\omega_i}{d\omega}$ – предатне відношення від точки приведення до точки прикладення i -ї сили;

$\frac{d\varphi_j}{d\omega}$ – предатне відношення від точки приведення до точки j -го моменту.

Принципові маси на які діє інерція – це блоки анероїдів та противага яка закономірно має таку ж вагу як блоки .

Орієнтована вага блоку анероїдних коробок

$$Q_a = Q_{np} = 1.85 \cdot 10^{-1} \text{ Н}.$$

Маса буде дорівнювати: $m_a = m_{np} = 1.8 \cdot 10^{-2} \text{ кг}.$

Основою причиною інерції буде зубчастий сектор , вісь та все що на ній.

Вирахуємо момент інерції зубчастого сектора:

$$J = \sum_{i=1}^n m_i \cdot r_i^2 \quad (4.8)$$

Щоб полегшити обчислення візьмемо зубчастий сектор як плоску фігуру а противагу йому як точечну масу що розташовна на віддалені $r = 7 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$

$$J_{з.с.} = 8.23 \cdot 10^{-8} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

Для подальшого спрощення обчислення інерції передаточної функції поділимо вісь на три складових: циліндр, півцеліндр а деталі з вісі.

Продовжуємо розрахунки з врахуванням попередньосказаного:

$$J_{онм} = 9.7 \cdot 10^{-9} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

Тому що зубчастий сектор розміщено на осі механізму, то загальна інерція

$$J_{м.м} = J_{з.с} + J_{о.п.м} = 6.2 \cdot 10^{-8} + 9.7 \cdot 10^{-9} = 9.2 \cdot 10^{-8} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

момент інерції стрілки

$$J_c = 1.4 \cdot 10^{-9} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

Передаточна залежність вісі стрілки та зміщення укріпленої основи :

$$\frac{d\alpha_{стр}}{d\omega} = \frac{d\left(\arcsin \frac{\omega}{d} \cdot i_{мп.с}\right)}{d\omega} = \frac{1}{d \sqrt{1 - \frac{\omega}{d}}} \cdot i_{мп.с} = \frac{10^3}{6 \cdot \sqrt{1 - 0.5}} \cdot 11 - \frac{10^3}{6} \cdot 11 = 759.4 \text{ рад/м.}$$

Передаточна залежність укріпленого центру та повороту осі передаточного механізму :

$$\frac{d\varphi_1}{d\omega} = \frac{z_1}{z} \cdot \frac{1}{a \cdot \cos \alpha} = 3620 \text{ м}^{-1}$$

Передаточна залежність між всію передаточного механізму та зміщення укріпленого центра:

$$\frac{d\varphi_2}{d\omega} = \frac{1}{a \cdot \cos \alpha} = 362 \text{ м}^{-1}$$

Остаточно приведена маса буде дорівнювати

$$m = 1.8 \cdot 10^{-2} \cdot 1 + 9.2 \cdot 10^{-8} \cdot 362^2 + 1.4 \cdot 10^{-9} \cdot 3620 = 6.7 \cdot 10^{-1} \text{ кг} .$$

Жорсткість чутливого елемента визначається :

$$C_y = \lim_{\Delta \omega \rightarrow 0} \left(\frac{\Delta F}{\Delta \omega} \right) = \frac{dF}{d\omega}$$

Для обчислення представимо характеристику пружного елемента як лінійну а її жорсткість буде дорівнювати $\omega_{\max} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$

$$C_y = \frac{F_{\text{эф}} \cdot \Delta P_{\text{ліи}}}{\omega_{\max}} = \frac{7.4 \cdot 10^{-4} \cdot 11457}{3 \cdot 10^{-3}} = 2826.1 \text{ Н / м}$$

Приведена сила тертя: $F_{\text{тр}} = 5.3 \cdot 10^{-2} \text{ Н} .$

Максимальна сила діюча на чутливий елемент

$$F = F_{\text{эф}} \cdot \Delta P_{\max} = 7.4 \cdot 10^{-4} \cdot 11457 = 8.5 \text{ Н}$$

Частота власних коливань

$$k = \sqrt{\frac{c}{m}} = \sqrt{\frac{2826}{6.7 \cdot 10^{-2}}} = 205 \text{ с}^{-1}$$

Зона затухання

$$\Delta \omega_{\text{тр}} = \frac{F_{\text{тр}}}{c} = \frac{8.5}{2826} = 1.8 \cdot 10^{-5} \text{ м}$$

Арифметична неточність гасить коливання пропорційно $4 \cdot \Delta \omega_{\text{тр}}$ за одне коливання .

Перехідний процес згасне як тільки амплітуда коливання зрівняється з зоною затухання

Таким чином памплітуда за коливання зменшується на $4 \cdot 0.6 = 2.4\%$, отже загальна кількість коливання складатиме $n=42$

Знаючи що власна частота коливання приладу це $k=205$, м робимо висновок що час перехідного процесу буде:

За один період коливачь амплітуду зменшуємо на $4 \cdot 0.6 = 2.4\%$, тоді повне число коливачь буде $n = 42$.

Так як частота приватних коливачь приладу $\kappa=205$, то час перехідного процесу :

$$t_{\text{проц}} = \frac{42}{205} = 0.2 \text{ с.}$$

5. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ «Аерогравіметричний висотомір»

5.1 Опис ідеї проекту

В попередніх розділах було зроблено порівняльний аналіз методів вимірювання висоти, розроблено конструкцію висотоміру, проведено розрахунок основних елементів конструкції, проведено аналіз його надійності, розроблено схема поєднання з мікропроцесором та проведено аналіз статичних та динамічних похибок.

В даному розділі буде розглянуто метод удосконалення аерогравіметричного висотоміру, що полягає у виборі мікропроцесора, його налаштування та оптимізації під потреби висотоміру.

Ідея проекту полягає в розробці точного і надійного аерогравіметричного висотоміра, що уточнено наведено в табл. 5.1

У таблиці 5.1 зображено зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 5.1.

Опис ідеї стартап проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Високоточний висотомір	Авіація	Висока точність
	геодезія	Надійність
	геофізика	

Отже, пропонується новий пристрій для вимірювання висоти в області застосування гравіметрії, що забезпечить високу точність вимірювання навіть в місцях з агресивним середовищем завдяки високій надійності.

Морфологічна карта

За допомогою використання морфологічних карт необхідно згенерувати ідею створення висотоміру, який міг б забезпечити потрібну

точність вимірювання враховуючи різні фактори та водночас були б технологічним в плані габаритів.

Визначення функції:

- Вимірювати висоту з високою точністю.
- Мати високу чутливість.
- Мати невеликі габарити і вагу.
- Стійкість приладу до навколишніх завад

Подання на карті широкого спектра елементарних рішень, тобто альтернативних засобів реалізації кожної функції.

Таблиця 5.1.1

Морфологічна карта

Основні параметри	Проміжні рішення			
	1-ше	2-ге	3-тє	4-те
Тип висотоміра	Аерографі метричний	Радіотехніч ний	GPS	Гамма-променевий
Інформаційна панель	Комбінов аний	Цифровий	Механічна	-
Вага	До 0,5кг	0,5..1кг	1..2 кг	До 0.2кг
Діапазон вимірювання	1..1000м	0,5..100м	100..10000м	100..20000кг
Клас точності	звичайни й	спеціальний	високий	середній
Вартість	Висока	Висока, прийнятна	прийнятна	Низька

Обрання по одному прийнятному елементарному рішенню для кожної функції.

Темним затемненням показано найбільш оптимальну систему характеристик для висотоміру . Більш світлим – запасний і дещо інноваційніший варіант.

Він передбачає використання радіотехнічних висотомірів замість барометричних і має менший діапазон вимірювання що позитивно впливає на точність ,але такого діапазона може не вистачати більшості клієнтів.

Отже, обрана мною комплектація товару налічує в собі аерогравіметричний тип висотоміра, комбіновану інформаційну панель, вагу до 0.5 кг, діапазон вимірювання від 1м до 1000м, спеціальним класом точності і прийнятною ціною

Переваги інноваційної розробки системи:

- Зменшення ваги висотоміра;
- Забезпечення високої точності (клас III)

1. *Товар за задумом.* Висотоміри вигідні для споживача, оскільки їх точність вища, ніж його аналогів. Він вигідний для товаровиробника. Оскільки собівартість його виготовлення буде дещо більшою, ніж ціна звичайних висотомірів, а збут гарантований.

2. *Товар у реальному виконанні.* Висотоміри за габаритами менші за свої аналоги і мають меншу вагу .Вони можуть як монтуватися в авіаційну техніку без особливих завад на розсуд конструктора без обмежень ,їх діапазон вимірювань становить від 1 м до 1000м, та точність – 0,01%.

Товар з підкріпленням. Гарантійний термін експлуатації становить 10 років. Товар може бути оформлений відповідно за побажанням замовника. Можливі варіанти встановлення контракту на поставку. Можливий продаж у кредит великих(більше 50) і середніх(10-50) поставок.

Далі проводимо аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів:

– визначаємо перелік техніко-економічних властивостей та характеристик ідеї;

– визначаємо попереднє коло конкурентів (проектів-конкурентів) або товарів-замінників чи товарів-аналогів, що вже існують на ринку, та проводимо збір інформації щодо значень техніко-економічних показників для ідеї власного проекту та проектів-конкурентів відповідно до визначеного вище переліку;

– проводимо порівняльний аналіз показників: для власної ідеї визначено показники, що мають а) гірші значення (W, слабкі); б) аналогічні (N, нейтральні) значення; в) кращі значення (S, сильні) (табл. 5.2).

Таблиця 5.2.

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабк а сторо на)	N (нейт ра- льна сторо на)	S (сильн а сторо на)
		Мій проект	Конку- рент1 ВД-20	Конку- рент2 КС- СНМ -300E	Конку- рент3 Greising er GTD 1100			
1.	Точність	±0.5м	±10м	±0,1м	±0.5м	-	-	+
2.	Робоча температура	- 25...+50° С	- 20...+50° С	- 10...+4 0°С	- 10...+50 °С	-	-	+
3.	Вартість пристрою	4000грн	2000грн	5000гр н	8000грн	-	+	-
4.	Наявність мікропроцесора	Наявний	Відсутній	Відсут ній	Наявни й	-	-	+

5.	Складність модернізації*	Просто	Дуже складно	Складно	Середнє	-	-	+
6.	Робоча висота	0-1000м	0-2000м	0-100м	0-9000	-	+	-

Складність модернізації мається на увазі наскільки система пристрою відкрита для подальшої роботи і модернізації*

Як показано в таблиці, основними перевагами проекту є точність ,робоча температура та можливість подальшої модернізації. Надійність системи забезпечується надійним корпусом пристрою що в купі з точністю і можливістю модернізації перекриває можливі нюанси з ціною та робочою висотою.

5.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз складових які вказані в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3.

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проек- ту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність техно- логій
1.	Створення високоточного і надійного аерографіметричного висотоміру	Створення висотоміру на основі 3 чутливих елементів і інтеграція їх з мікропроцесором	Існуюча технологія	Доступна технологія
		Комбінація різних типів висотомірів в одну систему	Існуюча технологія	Доступна технологія
		Модернізація існуючої моделі висотоміру	Не існуюча технологія	Доступна технологія
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: Створення висотоміру на основі 3 чутливих елементів і інтеграція їх з мікропроцесором				

Проаналізувавши таблицю 3.2 можна зробити висновок, що для реалізації ідеї проекту, найкращім варіантом буде перший варіант: Створення висотоміру на основі 3 чутливих елементів і інтеграція їх з мікропроцесором .

Як чутливі елементи будуть використані анероїдні коробки що працюють на основі барометричного методу. Вони будуть поєднані між собою в систему яка буде підключена до мікропроцесорної плати , що матиме відповідне програмне забезпечення для оптимізації їх роботи ,самоаналізу та

ін. . Від ідеї комбінування різних висотомірів було вирішено відмовитись в зв'язку з недоліками інших типів висотомірів нехтування якими нівелює корисність системи а перекриття недоліків відразу декількох видів висотомірів буде не рентабельним.

Переваги даного варіанту також в тому , що всі необхідні технології вже існують і не потрібно робити серйозних і затратних досліджень для отримання результату. В майбутньому потрібно буде провести дослідження та модернізувати основні механічні частини конструкції з використанням композитних матеріалів і оптимізувати виробництво за рахунок використання 3д принтерів, коли ці технології стануть більш доступними це дозволить сильно зменшити собівартість пристрою.

Технології потрібні для реалізації є доступними в цілому . Мікропроцесорна плата у вільному доступі і з нею не буде проблем, механічні частини конструкції також не є серйозною проблемою , проблемою може стати чутливий елемент – анероїдна коробка яку потрібно замовляти у спеціалізованих виробничих комплексах ,що в цілому хоч і є складним але можливо. Підсумовуючи можна дійти висновку що технологія вже існує і доступна для реалізації.

5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартаппроекту

Визначимо ринкові можливості, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкові загрози, які можуть перешкодити його реалізації.

Спочатку проведемо аналіз попиту: наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку (таблиця 5.4).

Таблиця 5.1.

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	10
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	невідомо
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	стагнує
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	відсутні
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Відповідність міжнародним стандартам: ГОСТ 17.2.4.08-90
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	30

Ринок висотомірів є досить специфічним і складним для входу через його часткову закритість. Основною проблемою є факт того що дійсно великі компанії не будуть звертати увагу на нову невеличку компанію . Тим не менш вхід на ринок можливий через маленькі фірми і підприємства які допоможуть створити відповідну репутацію і перейти в закритий сегмент ринку . Враховуючи вищесказане рентабельність продукту буде рости пропорційно довірі до компанії, тому при вході на ринок важливо не гнатись за високою рентабельністю а напрацьовувати клієнтську базу.

Надалі визначаємо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 5.5).

Таблиця 5.2.

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Потреба у точному і надійному аерогравіметричному висотомірі	Авіація, геодезія, дослідження морського дна ,геофізика.	Фактори зовнішнього маркетингового середовища, фінансові можливості, дефіцит необхідних матеріалів, індивідуальність, сприйняття.	Висока якість, надійність, індивідуальний підхід, оптимальне співвідношення ціни та якості, наявність сервісного обслуговування.

Виробники літаків і в цілому літальних апаратів будуть зацікавлені у висотомірі високої точності, з іншого боку дослідники які займаються геодезією і геофізикою оцінять надійність і точність висотоміру. Так як система буде основана на сучасній мікропроцесорній платі то модернізація висотоміру під різні потреби не буде проблемою що дозволить з часом ще більше розширити коло споживачів.

Після визначення потенційних груп клієнтів проекту, треба провести аналіз ринкового середовища: факторів, що загрожують ринковому впровадженню проекту та фактори, що дають можливість його розвитку.

Фактори загроз перелічені в таблиці 3.6.

Таблиця 5.3.

Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Посилення конкуренції на ринку.	Зменшення продажу	Пошук партнерів, подарунки, знижки; наукові дослідження для покращення параметрів системи.
2.	Відсутність надійних постачальників високоякісного обладнання.	Зменшення продажу	Пошуки постачальників за межами країни.
3.	Несприятлива державна податкова політика, криза.	Фінансові збитки	Зменшення ціни товару, пошук інвесторів, партнерів.
4.	Економічний фактор	Користувачі не будуть купувати систему	Розширення функцій, заміна компонентів, зниження ціни.
5.	Технічний фактор	Відсутність доступу до технологій пристроїв на які встановлюють висотомір	Пошук партнерів, налагодження контрактів

Основними з факторів загроз є відсутність надійних постачальників, так як, одними з головних компонентів аерогравіметричного висотоміру є якісні компоненти (анероїдні коробки , кремальєри мікропроцесорні плати та інше). На якість пристрою впливає знання системи в яку він буде інтегрований . Також ціна на обладнання постачальників повинна буди помірною, щоб пристрій був конкурентоспроможним за вартістю.

Але поряд із колом загроз існують і певні можливості (таблиця 5.7).

Таблиця 5.4.

Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Вихід на нові ринки	Збільшення кількості продажів	Підвищення попиту, залучення іноземних інвестицій
2.	Можливість розширення переліку послуг	Сервісне обслуговування, модернізація можливостей пристрою	Підвищення попиту, додатковий прибуток
3.	Можливість розробки власних інноваційних рішень	Якісне покращення основних параметрів продукту	Підвищення попиту та ціни, пошук партнерів
4.	Поліпшення споживчих характеристик впроваджуваних рішень	Оновлення софту і адаптація його для користувачка	Маркетингове дослідження, збільшення попиту, наукове дослідження
5.	Популяризація	Збільшення кількості продажів за рахунок контрактів з виробниками аеротехніки	Послуги маркетологів

Якщо пристрій зарекомендує на українському та міжнародних ринках, це посприятиме не тільки збільшенню попиту, але й підвищенню довіри до продукту, що в свою чергу дозволить вийти на ринок великих компаній і працювати з виробниками напряму.

Після проведення аналізу ринкового середовища проведено аналіз пропозицій. Загальні риси конкуренції на ринку наведено в табл. 3.8

Таблиця 5.5.

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Чиста конкуренція	Економічне суперництво між суб'єктами економічних процесів, коли жоден з них (компанія, підприємець, споживач, працівник та ін.) не може впливати на загальну ситуацію на ринку або цей вплив є таким незначним, що ним можна знехтувати	Концентрація діяльності підприємства на новизну та якість товару
2. Національна	Між компаніями всередині країни	Варіація об'ємів виробництва, співпраця з авіаційними компаніями
3. За галузевою ознакою Внутрішньогалузева конкуренція	Конкурентна боротьба між підприємствами в межах однієї галузі	Формування ринкової вартості товару
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Конкуренція між товарами одного виду	Удосконалення продукту та додавання нових функцій
5. За характером конкурентних переваг - цінова	Цінова. Для значної частки споживачів ціна є визначальною при виборі	Зниження ціни на продукцію, додаткові витрати
6. За інтенсивністю - марочна	Конкурентні компанії пропонують подібний продукт	Зниження цін на товар; концентрація діяльності на якість пристрою; закупка

		якісних приладів, створення власної торгової марки
--	--	--

Загальні риси конкуренції на ринку показали, що даний прилад конкурентоспроможний на ринку споживачів. Незалежно від інтенсивності конкуренції для кожної фірми необхідно розробляти ефективну стратегію, що забезпечить перевагу над конкурентами. При формуванні стратегії фірма повинна знати і враховувати ряд факторів, що у будь-якій галузі істотно впливають на інтенсивність конкуренції.

Після аналізу конкуренції проведемо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі.

Таблиця 5.6.

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Склад	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
ові аналіз у	ООО "Вертол" «КС» «Greisinger»	Високий бар'єр входження в ринок	Невелика собівартість, якість товару, довіра до бренду	Відносно невелика собівартість ,надійність	Фактори загроз з боку замінників є
Висновки:	Інтенсивне	Потенційні клієнти є, є можливості виходу на ринок	Ціна, умови співпраці, кількість обладнання	Вартість системи, якість, гарантійний строк	Відсутнє

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл. 3.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту , вимог споживачів до товару (табл. 3.5) та факторів маркетингового середовища (табл. 3.6, 3.7) можна зробити висновок, що проект не повинен поступатись в якості конкурентам, мати

високі показники точності і надійності та додаткову функціональність, щоб задовольнити потреби користувачів в даній галузі та залучити користувача до придбання продукту.

Основними умовами забезпечення конкурентоспроможності є: застосування наукових підходів до стратегічного менеджменту; забезпечення єдності розвитку техніки, технології, економіки, управління; застосування сучасних методів дослідження й розробок (програмно-цільове планування, теорія прийняття рішень і т.д.); розгляд взаємозв'язків функцій управління будь-яким процесом на всіх стадіях життєвого циклу об'єкта; формування системи заходів із забезпечення конкурентоспроможності різних об'єктів.

Із проведеного вище аналізу визначено перелік факторів конкурентоспроможності, які наведено в табл. 3.10

Таблиця 5.7.

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Використання високотехнологічного обладнання	Якість продукції, точність параметрів тестування, висока достовірність отриманих результатів, самодіагностика приладів
2	Наявність кваліфікованих співробітників.	Достовірність отриманих результатів, гарантія правильної роботи обладнання
3	Доступність	Ціна є середньою для ринку
4	Можливість модернізацій	Пристрій підтримує можливість доповнення його елементами для більш точного налаштування під ситуацію
5.	Точність	Використання декількох ЧЕ у поєднанні з мікропроцесорною платою
6.	Надійність	Спеціальний захищений корпус

Таблиця 5.8.

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін
«Аерогравіметричний висотомір»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з «Greisinger»						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Використання високотехнологічного обладнання	16			+				
2	Наявність кваліфікованих співробітників.	15	+						
3	Доступність	16						+	
4	Можливість модернізацій	20							+
5.	Точність	18				+			
6.	Надійність	18					+		

З таблиць 5.10 та 5.11 бачимо, що фактори конкурентоспроможності суттєві та мають великий позитивний внесок при впровадженні нового програмного забезпечення для розрахунку концентрації пилу. Основною перевагою та головним досягненням є висока якість продукту та технічна підтримка на протязі всього терміну його використання споживачем.

Таблиця 5.9.

SWOT- аналіз стартап-проекту

<p>Сильні сторони:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Точність; 2. Робоча температура; 3. Наявність мікропроцесора; 4. Можливість модернізації; 5. Технічне обслуговування. 	<p>Слабкі сторони:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Недостатній діапазон виост для деяких задач; 2. Ціна
---	---

<p>Можливості:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Розширення переліку послуг; 2. Вихід на нові ринки; 3. Розробки власних інноваційних рішень; 4. Покращення характеристик системи; 5. Популяризація. 	<p>Загрози:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Посилення конкуренції на ринку; 2. Неприятлива державно-податкова політика; 3. Криза 4. Відсутність надійних постачальників високоякісного обладнання
---	---

Треба передбачати появу несприятливих умов, таких як поява оновлених пристроїв у конкурентів та нестабільність ринку для можливості швидкої реакція та зменшення подальших наслідків. При цьому потрібно покращувати репутацію, нарощувати клієнтську базу за рахунок співпраці або колоборацій з компаніями що пов'язані з авіацією та реклами, удосконалення та використання інноваційних технологій .

На основі SWOT-аналізу розроблено альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Таблиця 5.10.

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Пошук інвестицій	Середня	2-5 місяців
2	Збільшення ринку збуту завдяки співпраці з дослідницькими центрами ,рекламі	Середня	1-3 роки
3	Зменшення ціни на продукт. Акції	Висока	6 місяців
4	Вихід на міжнародний ринок	Висока	2-4 роки

Провівши аналіз альтернатив ринкового впровадження стартап-проекту, можна зробити висновок, що найбільш оптимальними альтернативами будуть збільшення ринку збуту завдяки рекламі та розширення ринку збуту в купі з зменшенням ціни на продукт в певні періоди реалізації збільшення ринку збуту ,оскільки стратегія збільшення ринку послуг через рекламу має середню ймовірністю отримання ресурсів та відносно стислі строки реалізації, тому для підвищення ефективності в план варто додати стратегію акцій які будуть сприяти розширенню клієнтської бази що в майбутньому принесе вигоду.

5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 5.11.

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1.	Авіаційні компанії	готові	високий	Висока	+
2.	Геодезійні підприємства		середній	Середня	+
3.	Наукові групи зайняті геофізикою		середній	Середня	+
Які цільові групи обрано: приватні власники житлової нерухомості; будівельні компанії; Під час аналізу потенційних груп споживачів було прийнято рішення що компанія буде працювати із авіаційними компаніями					

Провівши аналіз потенційних груп споживачів, обрано цільові групи, що представлені компаніями що виготовляють літальні апарати зокрема літаки і зацікавлені у висотомірах високої точності. На основі проведеного аналізу обрано стратегію охоплення ринку — стратегію диференційованого маркетингу.

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку.

Таблиця 5.12.

Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку*
	Залучення споживачів	Орієнтир не тільки на авіацію а й на виробників квадрокоптерів та інших літальних пристроях. Реклама та створення стійкого попиту на товар; якісне обладнання.	Якісне обладнання; Оптимальне співвідношення ціна- якість; Точність і надійність	Удосконалення

Альтернативою розвитку проекту є залучення споживачів, не тільки великих авіакомпаній, а й дрібних виробників літальних апаратів. Постачання якісного обладнання оптимальної ціна та точний прилад є основною позицією конкурентоспроможності даної альтернативи.

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 5.16).

Таблиця 5.13.

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
	Продукт не є «першопрохідцем» на ринку	Буде забирати існуючих та шукати нових	Компанія не буде ціленаправлено копіювати пристрої конкурентів, всі збіги в конструкції будуть суто загальними і основна схема пристрою є унікальною	Позиція специфічних відчутних характеристик

У зв'язку з тим, що розмір ринкового сегменту є великим, при цьому він являється досить прибутковим, стратегією конкурентної поведінки обрано «пошук нових споживачів і забирання існуючих у конкурентів». Основною стратегією при цьому повинно бути турбота та завоювання прихильності споживача. Це можна зробити за рахунок підвищення точності пристрою та високої технічної якості обслуговування.

На основі вимог споживачів з обраного сегменту до постачальника і продукту, а також в залежності від стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробляємо стратегію позиціонування яка визначається у формування ринкової позиції, за яким споживачі мають ідентифікувати проект

Таблиця 5.14.

Визначення стратегії позиціонування

№ п/ п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспро можні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
	Висока якість, Висока точність, надійність	Удосконаленн я	Точність, надійні сть, можливість модернізації	Висока точність, надійність .адаптивність

Результатом даного підрозділу є система рішень щодо ринкової поведінки компанії, вона визначає в якому напрямі буде працювати компанія на ринку

5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Під час розроблення маркетингової програми першим кроком є розробка маркетингової концепції товару, який отримає споживач. У таблиці 5.18 підсумовуємо результати аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.15.

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Точність	Точний пристрій	Більша точність
2	Надійність	Висока надійність	Більша надійність
3	Якість	Якісні комплектуючі	Використання лише якісних комплектуючих
4	Адаптивність	Наявність можливості удосконалення пристрою	Використання мікропроцесорної плати для реалізації можливості удосконалення

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару є важливим етапом в розробленні стартап-проекту для задоволення потреб і забезпечення вигоди як для споживачів, так і для товаровиробників. Тому вигідними сторонами товару обрано: Високу точність, надійність ,якість та адаптивність до умов використання.

Таблиця 5.16.

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Високоточний прилад з похибкою близькою до 0 , високою надійністю , простий в модифікації і встановленні.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1.Довговічність (у разі проблем з пристроєм система повідомить про необхідність усунути пошкодження)	М	Тл
	2.Висока точність (близько 1% похибки)	Нм	Тл
	3.Висока надійність	М	Тх
	4. Має можливість модифікації	М	Тх
	Якість: технічний регламент , результати тестування системи, патент		
	Пакування: Спеціальний кейс для кожного приладу		
	Марка: Aralange corp		
III. Товар із підкріпленням	До продажу : вдосконалений аерографіметричний висотомір		
	Після продажу : оновлення систем, апргрейд комплектуючих		
Потенційний товар буде захищено від копіювання за рахунок логотипу, введення комерційної таємниці на систему (система «під ключ»)), патентування розробленого методу.			

Після опису трирівневої моделі товару необхідно визначити цінові межі, якими необхідно керуватись при встановленні ціни на потенційний товар, це передбачає аналіз цін товарів конкурентів, та доходів споживачів продукту.

Таблиця 5.17.

Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
	16000	-	1000000	2тис.-50000

Ціни на висотоміри лежать в межах від 2000 до 50000 та в загальному залежать від чутливого елемента, точності, експлуатаційних умов, меж вимірювання, довговічності та довіри до бренда.

Таблиця 5.18.

Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
	Регулярні замовлення	Налагодження контрактів для поставок, пошук партнерів, переговори з компаніями для отримання тендеру	0	Виробники літаків та інших літальних пристроїв

Для забезпечення ефективної реалізації стартап-проекту оптимальною системою збуту обрано прямий, без залучення посередників між виробником та споживачем. Для економії коштів попереднє замовлення буде проводитися за допомогою електронного сайту.

Таблиця 5.19.

Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
----------	--	---	---	--	--------------------------------------

	Орієнтація на регулярні поставки	Формальні канали комунікацій	Висока якість, точність і надійність приладу	Інформування споживачів; Розвиток попиту; Стимулювання продажу; Пошук вигідних партнерів;	Данна система є інноваційною та унікальним
--	--	---------------------------------	---	---	---

Результатом даного підпункту є орієнтир на регулярні поставки ,ключові позиції: висока якість, точність та надійність приладу.

5.6 Висновки

В даному розділі проведено маркетинговий аналіз стартап-проекту для визначення загальної можливості його ринкового впровадження та можливих напрямів реалізації цього проекту.

Наведено зміст ідеї стартап-проекту, напрямки застосування та вигоди для користувача. Проведено аналіз ринку показує та аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї проекту та проектів потенційних конкурентів. Визначено перелік слабких, сильних та нейтральних характеристик та властивостей ідеї, на основі яких була сформована конкурентоспроможність майбутнього проекту.

Невід'ємною частиною маркетингового аналізу стало визначення технологічної здійсненності проекту. Після цього було визначено ринкові можливості та оцінено потенційні загрози для планування напрямків розвитку проекту, враховуючи стан ринку, потреби потенційних користувачів та пропозиції конкурентів.

Також було визначено потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи, проведено аналіз ринкового середовища: визначено фактори, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та фактори, що йому перешкоджають; аналіз пропозиції та аналізу конкуренції.

На основі попередніх досліджень було визначено фактори конкурентоспроможності, за допомогою яких проведено аналіз сильних та слабких сторін проекту, та проведено SWOT-аналіз, на основі якого розроблено альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок.

Враховуючи все вищевказане було зроблено висновок, що незважаючи на наявний попит ринку, наявність потенційних клієнтів і конкурентоспроможність проекту на технічному рівні його економічний

успіх є досить сумнівним. Специфіка авіаційного ринку не дає новому пристрою відразу після появи на ринку стати «хітом» і різко підняти, пристрій має себе зарекомендувати і пройти безліч тестів доки його ризикнуть взяти дійсно великі компанії. З огляду на обставини доцільнішим вважаю пошук партнерів серед компаній що вже займаються розробкою техніки для авіації і пропонування їм партнерських відносин у впровадженні даного проекту у ринковий обіг.

Висновки

1. У ході виконання дипломного проекту розроблено аерогравіметричний висотомір з наступними технічними характеристиками:

- | | |
|---|---------|
| - похибка виміру висоти | 1 м; |
| - імовірність безвідмовної роботи на 3000 годин | 0.965; |
| - час заспокоєння рухливої системи | 0.12 с; |
| - величина перерегулювання | 0.1%; |
| - час запізнювання | 0.005с. |

2. Розглянуто особливості поєднання аерогравітаційного висотоміра з бортовою ПЕОМ та можливість обслуговування по пріоритетах. В якості персональної обчислювальної машини було взято РС . Розглянуто один з можливих варіантів вводу вимірювальної інформації за допомогою мікропроцесора STM32, найбільш доступного варіанту вводу до бортової ПЕОМ.

3. У додатках представлено специфікації складальних креслень.

Література

1. Андреева Л.Е., Упругие элементы приборов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1981. – 392 с.
2. Асс Б.А., Антипов Е.Ф., Жукова Н.М., Детали авиационных приборов. Изд. 3-е перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1979 – 231 с.
3. Асс Б.А., Жукова Н.М., Детали и узлы авиационных приборов, и их расчет. - М.: Оборонгиз, 1960. – 385 с.
4. Безвесильная Е.Н., Старцев С.М. Применение измерителя линейных ускорений для повышения точности измерения ускорения силы тяжести. Сб. трудов МНТК "Перспективы развития приборостроения", Славское, 2001, с.32.-37.
5. Бесекерский В.А., Попов Е.П., Теория систем автоматического регулирования.– М.: Наука, 1972. – 768 с.
6. Боднер В.А., Авиационные приборы. - М.: Машиностроение, 1969, - 467 с.
7. Браславский Д.А., Логунов С.С., Пельпор Ф.С., Авиационные приборы. – М.: Машиностроение, 1964. – 738 с.
8. Браславский Д.А., Логунов С.С., Пельпор Ф.С., Авиационные приборы и автоматы. – М.: Машиностроение, 1978. – 427 с.
9. Браславский Д.А., Приборы и датчики летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1970. – 392 с.
10. Воробьев В.Г., Авиационные приборы и измерительные системы. – М.: машиностроение, 1981.- 195 с.
11. Доброленский Ю.П., Авиационное оборудование. – М.: Машиностроение, 1989. – 262 с.

12. Милосердин Ю.В., Семенов Е.Д., Кречко Ю.А., Расчет и конструирование механизмов приборов и установок. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1985.- 408 с.
13. Нестерова Н.П., Коваленко А.П. и др., Элементы приборных устройств.: Курсовое проектирование. В 2-х частях / Под ред. О.Ф. Тищенко. – М. : Высш. Школа, 1978. – 328 с., ил.
14. Остафьев В.А., Вислоух С.П., Антонюк В.С., Методические указания по выполнению технологической части дипломного проекта. – К.: КПИ, 1984. – 48 с.
15. Первицкий Ю.Д., Расчет и конструирование точных механизмов. – изд. 2-е, доп. и переработ. Л: Машиностроение, 1976.
16. Проектирование датчиков для измерения механических величин / Под ред. Е.П. Осадчего. – М.: Машиностроение, 1979. – 480 с.
17. Справочник конструктора точных приборов / Под ред. И. Я. Левина. – М.: Машиностроение, 1967.- 743 с.
18. Справочник по сопротивлению материалов / Под ред. С.П. Фесика. – 2-е изд., перераб. и доп. – К.: Будівельник, 1982.- 280 с.
19. Королев А. Рынок Микроэлектроники(справочник по электронным компонентам): [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gaw.ru/html.cgi/txt/publ/micros/index.htm/>.
20. Магістерська дисертація: організація, вимоги до структури, змісту та оформлення [Електронний ресурс] : навчальний посібник для здобувачів ступеня магістра за освітньо-професійними програмами спеціальностей 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» та 152 «Метрологія та інформаційно-вимірювальна техніка» / КПІ ім. Ігоря Сікорського ; уклад.: О. К. Нікітін, В. М. Зайцев. – Електронні текстові дані (1 файл: 2,09 Мбайт). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 106 с. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/30397>

21. Приладобудування та автоматизація. Терміни і визначення. Ч.1 [Електронний ресурс] : навчальний посібник для студ. спеціальностей 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології», освітня програма «Комп'ютерно-інтегровані технології проектування приладів», 152 «Метрологія та інформаційно-вимірювальна техніка», освітня програма «Інформаційно-вимірювальні системи та технології в приладобудуванні» / КПІ ім. Ігоря Сікорського ; уклад. О. К. Нікітін, В. М. Зайцев, Т. О. Толочко. – Електронні текстові дані (1 файл: 2,29 Мбайт). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 203 с. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/30404>

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Приладобудівний факультет

Кафедра приладобудування

«На правах рукопису»

УДК _____

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Киричук Ю.В.

(підпис)

“ ____ ” _____ 20__ р.

Магістерська дисертація

зі спеціальності 152 Метрологія та інформаційно-вимірвальна техніка

на тему: «Аерогравіметричний висотомір» _____

Виконав : студент ____6____ курсу, групи ____ПІ-81мп____

(шифр групи)

_____ Бондаренко Антон Олегович _____

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Науковий керівник ____д.т.н., проф.Безвесільна О.М. _____

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Консультант стартап-проект д.е.н. доцент Бояришникова К.О. _____

(назва розділу)

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали)

(підпис)

Рецензент _____

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

(підпис)

Київ – 2019 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського»

Приладобудівний факультет

Кафедра приладобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною
програмою

Спеціальність _____

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

(підпис)

(ініціали, прізвище)

«__» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації _____

науковий керівник магістерської дисертації

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «___» _____ 20__ р. № _____

2. Строк подання студентом дисертації _____

3. Перелік завдань, які потрібно розробити _____

4. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу _____

5. Орієнтовний перелік публікацій _____

6. Консультант розділу дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
<i>Розробка стартап- проекту</i>			

7. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів дисертації	Примітка

Студент

(підпис)

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації _____

(підпис) (ініціали, прізвище)

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Приладобудівний

(назва інституту/факультету)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Приладобудування

(назва кафедри)

_____ М.Д.Гераїмчук

(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 20__ р.

ІНДИВІДУАЛЬНИЙ НАВЧАЛЬНИЙ ПЛАН
ПІДГОТОВКИ МАГІСТРА

за спеціальністю 152 Метрологія та інформаційно-вимірювальна техніка

за освітньою програмою Інформаційно- вимірювальні системи та технології в приладобудуванні

студента 1,2 курсу ПІ-81мп групи

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Зарахований наказом ректора від 27.08.2018р. № 2648с

2. Термін навчання з 01.09.2018 р. до 31.12ю 2019 р.

3. Науковий керівник _____

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

4. Тема наукового дослідження (Тема стартап-проекту*) _____

* Для магістрантів практичного спрямування.

5. Науковий керівник і тема наукового дослідження (стартап-проекту*) ухвалені рішенням кафедри _____ ,
протокол № _____ від _____ 20 __ р.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Приладобудування

(назва кафедри)

(підпис) (ініціали, прізвище)

«__»_____20__ р.

План роботи на перший рік навчання

№ п/п	Назви навчальних дисциплін	Кількість кредитів ЄКТС	Форма звітності	Відмітка наукового керівника
І семестр				
1	Моделювання інформаційно-вимірювальних систем	4	екзамен	
2	Розробка стартап-проектів	3	залік	
3	Наукова робота за темою магістерської дисертації - 1. Основи наукових досліджень	2	залік	
4	Інформаційні та інтелектуальні системи і технології -1	5	залік	
5	Інформативність фізичних процесів-2. Курсова робота	1	курсова робота	
6	Інформативність фізичних процесів -1	3,5	екзамен	
7	Вимірювальні комплекси-1: Інтелектуальні вимірювальні комплекси параметрів руху	4	залік	
8	Нові інформаційні технології	6,5	екзамен	
ІІ семестр				
1	Інтелектуальна власність та патентознавство -2. Патентознавство та набуття права	2	залік	

2	Методи оптимізації інформаційно-вимірювальних систем	4	залік	
3	Практикум з іншомовного наукового спілкування - 1. Іншомовне наукове спілкування	3	залік	
4	Основи інженерії та технології сталого розвитку	2	залік	
5	Наукова робота за темою магістерської дисертації - 2. Науково-дослідна робота за темою магістерської дисертації	2	залік	
6	Інформаційні та інтелектуальні системи і технології -2	5	екзамен	
7	Вимірювальні комплекси-2: Інтелектуальні вимірювальні системи контролю параметрів вібрації	4,5	екзамен	
8	Комп'ютерне дослідження засобів та об'єктів вимірювання -1	6,5	екзамен	
9	Комп'ютерне дослідження засобів та об'єктів вимірювання -2: Курсова робота	1	курсова робота	
10	Інтелектуальна власність та патентознавство -1. Право інтелектуальної власності	1		

Зміни (доповнення) до плану:

*Тема магістерської дисертації _____ ,
затверджена наказом ректора від « ____ » _____ 20 ____ р. № _____

* Для магістрантів практичного спрямування.

Науковий керівник _____

Магістрант _____

Звіт магістранта за перший рік навчання:

Рішення засідання кафедри, протокол № ____ від _____ 20 __ р.

Секретар кафедри _____

Завідувач кафедри _____